

ANTOINE VÉNISSE

**SUPPRESSION DES NON-UNIFORMITÉS DANS UNE
COUCHE LIMITE EN GRADIENT DE PRESSION
ADVERSE CONDUISANT AU DÉCOLLEMENT**

Mémoire
présenté
à la Faculté des études supérieures
de l'Université Laval
pour l'obtention
du grade de maître ès sciences (M.Sc.)

Département de génie mécanique
FACULTÉ DES SCIENCES ET DE GÉNIE
UNIVERSITÉ LAVAL
QUÉBEC

JANVIER 2004



National Library
of Canada

Bibliothèque nationale
du Canada

Acquisitions and
Bibliographic Services

Acquisitions et
services bibliographiques

395 Wellington Street
Ottawa ON K1A 0N4
Canada

395, rue Wellington
Ottawa ON K1A 0N4
Canada

Your file Votre référence

ISBN: 0-612-90811-9

Our file Notre référence

ISBN: 0-612-90811-9

The author has granted a non-exclusive licence allowing the National Library of Canada to reproduce, loan, distribute or sell copies of this thesis in microform, paper or electronic formats.

L'auteur a accordé une licence non exclusive permettant à la Bibliothèque nationale du Canada de reproduire, prêter, distribuer ou vendre des copies de cette thèse sous la forme de microfiche/film, de reproduction sur papier ou sur format électronique.

The author retains ownership of the copyright in this thesis. Neither the thesis nor substantial extracts from it may be printed or otherwise reproduced without the author's permission.

L'auteur conserve la propriété du droit d'auteur qui protège cette thèse. Ni la thèse ni des extraits substantiels de celle-ci ne doivent être imprimés ou autrement reproduits sans son autorisation.

In compliance with the Canadian Privacy Act some supporting forms may have been removed from this dissertation.

Conformément à la loi canadienne sur la protection de la vie privée, quelques formulaires secondaires ont été enlevés de ce manuscrit.

While these forms may be included in the document page count, their removal does not represent any loss of content from the dissertation.

Bien que ces formulaires aient inclus dans la pagination, il n'y aura aucun contenu manquant.

Canada

Résumé court

Ce mémoire présente les résultats du travail sur la soufflerie à couche limite du Laboratoire de mécanique des fluides de l'Université Laval. Il entre dans le cadre d'un projet de recherche sur des mécanismes passifs de contrôle du décollement de la couche limite et sur sa structure dans la région décollée. La section d'essai a donc une géométrie particulière, permettant d'obtenir une distribution de pression similaire à celle trouvée sur l'extrados d'un profil d'aile conventionnel à grand angle d'incidence. L'objectif de cette maîtrise était de réduire les non-uniformités de la couche limite. Ceci fut réalisé en deux étapes. La première consista en de nombreuses modifications de l'entrée de la soufflerie. La seconde étape, fut de réaliser, tester et valider, en configuration avec gradient de pression, un système de contrôle des couches limites se développant sur les parois latérales. Ces modifications ont grandement amélioré l'uniformité en envergure de la couche limite.

Antoine Vénisse

Yvan Maciel

Résumé

Le travail de ce mémoire a été effectué dans le cadre d'un projet de recherche portant sur les couches limites décollées. Ce projet est sous la supervision des professeurs Yvan Maciel et Jean Lemay du Laboratoire de mécanique des fluides de l'Université Laval. Dans ce mémoire, sont présentés les modifications, mesures et résultats réalisés et obtenus dans la soufflerie à couche limite du laboratoire.

L'objectif du projet est l'étude de systèmes de contrôle du décollement et de la structure de la couche limite tout au long du processus de décollement. Ces systèmes de contrôle sont des riblets (micro-rainures longitudinales) avec ou sans rugosités de paroi. Pour permettre cette étude, une géométrie modifiée de la section d'essai a été conçue. Celle-ci crée, au plancher de la section d'essai, une distribution de pression similaire à celle trouvée sur l'extrados d'un profil d'aile conventionnel à grand angle d'incidence. L'écoulement subit, donc, un gradient de pression adverse très fort, menant la couche limite étudiée au décollement. L'étude envisagée nécessite que cette couche limite soit uniforme en envergure. L'objectif du projet de maîtrise présenté ici, était donc de réduire le plus possible les non-uniformités de la couche limite se développant au plancher. Il a donc été nécessaire de déterminer la provenance des non-uniformités et d'agir sur le montage afin de les supprimer.

Tout d'abord, l'étude de la couche limite se développant dans la section d'essai non modifiée (sans gradient de pression) a été réalisée. Celle-ci a montrée que certaines des non-uniformités prenaient leur origine en amont de la section d'essai. Un travail important a donc été réalisé dans l'entrée de la soufflerie. La modification des cadres supportant les filtres, de la chambre de tranquillisation et du convergent a permis d'améliorer grandement la bidimensionnalité de l'écoulement.

Ensuite, l'étude de la couche limite subissant le gradient de pression a révélé l'effet néfaste des couches limites se développant sur les parois latérales. Un système de contrôle de ces couches limites a donc été conçu et validé. Il s'agit d'un système de plaques séparatrices. Celui-ci a permis une nette amélioration de l'uniformité de la couche limite étudiée.

Antoine Vénisse

Yvan Maciel

Avant-propos

Je souhaite remercier les professeurs du laboratoire de mécanique des fluides pour leur soutien. En particulier Yvan Maciel, mon directeur de recherche, qui m'a orienté tout au long de mon projet. Je remercie également le personnel de l'atelier ainsi que les secrétaires du département de Génie Mécanique. Merci aussi à Corina pour son attention.

Je souhaite aussi remercier Geneviève pour m'avoir encouragé et pour plein d'autres choses, mes parents pour leur soutien et Maxime parce que nagonok. Merci également à tout mes "collègues" de maîtrise pour les fiestas sympathiques et aux velieux d'en être.

Table des matières

Résumé court	i
Résumé	ii
Avant-propos	iv
Table des matières	v
Liste des tableaux	viii
Liste des figures	ix
Liste des symboles	1
1 Introduction	4
1.1 Contexte	4
1.2 Problématique	4
1.3 Objectifs et structure du mémoire	5
1.4 Généralités	6
1.4.1 Gradient de pression adverse et décollement	6
1.4.2 Système de contrôle des couches limites se développant sur les parois latérales	7
2 Installations, instrumentation et techniques de mesure	8
2.1 Installations	8
2.1.1 Entrée de la soufflerie	8
2.1.2 Sortie de la soufflerie	10
2.1.3 Section d'essai	11
2.1.3.1 Section d'essai à vide	11
2.1.3.2 Section d'essai avec gradient de pression	12

2.1.4	Système d'aspiration	13
2.1.5	Repère	14
2.2	Instrumentation et techniques de mesure	15
2.2.1	Système d'acquisition de données	15
2.2.2	Mesure de température	16
2.2.3	Mesure de pression	16
2.2.4	Mesure de la vitesse de référence	17
2.2.5	Mesure des profils de vitesse de la couche limite	18
2.2.6	Anémométrie à fil chaud	20
2.2.7	Systèmes de déplacement	20
2.2.8	Techniques de visualisation	21
2.2.8.1	Visualisation par brins de laine	21
2.2.8.2	Visualisation par huile pigmentée	21
2.2.9	Système PIV	22
3	Section d'essai non modifiée (veine vide)	23
3.1	Problématique	23
3.1.1	Profils de vitesse de couche limite	23
3.1.2	Visualisations	24
3.1.3	Champ de vitesse fil chaud	24
3.2	Modifications de l'entrée de la soufflerie	27
3.2.1	Problèmes constatés	27
3.2.2	changements effectués	27
3.2.3	Résultats des modifications	29
3.3	Transition, mise en place d'un déclencheur	34
3.4	Aspiration	38
3.5	Caractérisation de l'écoulement	41
4	Vélocimétrie par image de particules, PIV	43
4.1	Introduction	43
4.2	Matériel	45
4.2.1	Ensemencement	45
4.2.2	Laser et bras optique	46
4.2.3	Appareil photographique	46

4.2.4	SystemHub	48
4.2.5	Ordinateur	48
4.3	Traitement des données	49
4.3.1	Intercorrélation	49
4.3.2	Validations	50
4.3.3	Calculs	52
4.4	Résultats typiques	54
4.4.1	Champs de vitesse	54
4.4.2	Paramètres globaux de couche limite	55
4.4.3	Quantités turbulentes	55
4.4.4	Coefficient d'écoulement de retour et position du décollement	58
4.5	Validation des mesures	59
5	Section d'essai avec gradient de pression	65
5.1	Introduction	65
5.2	Non-uniformités spatiales	67
5.3	Plaques séparatrices	70
5.3.1	Caractéristiques des plaques séparatrices	71
5.3.2	Caractéristiques des pertes de charges	72
5.4	Vérification de la bidimensionnalité	74
5.4.1	Visualisations	75
5.4.2	Mesures PIV	76
5.5	Caractérisation de l'écoulement	78
5.5.1	Distribution de pression	79
5.5.2	Décollement	81
5.5.3	Évolutions longitudinales	82
5.5.3.1	Écoulement moyen	82
5.5.3.2	Turbulence	87
5.5.4	Conclusion	87
6	Conclusion	99
	Bibliographie	101

Liste des tableaux

2.1	Positions z des tubes de Pitot dans le repère soufflerie.	19
4.1	Les différentes huiles utilisées pour l'ensemencement. Données extraites du manuel d'utilisateur [13]	45
4.2	Les différentes variables et normalisations du fichier de sortie Res xxx.dat	54
4.3	Résolution spatiale des mesures PIV.	62

Liste des figures

2.1	Vue d'ensemble de la soufflerie.	9
2.2	Photo de l'entrée de la soufflerie : chambre de tranquillisation et convergent.	10
2.3	Photo de la sortie de la soufflerie.	11
2.4	Photo de la section d'essai.	12
2.5	(a), Vue de côté de la section d'essai déformée; (b), zoom sur la bosse du plancher.	13
2.6	Système d'aspiration.	14
2.7	Schéma de la section d'essai.	15
2.8	Vue de dessus du montage en série des deux Scanivalves.	17
2.9	Étalonnage du convergent.	18
2.10	Peigne de tubes de Pitot à 13 tubes monté sur le système de déplacement en y	19
2.11	Systèmes de déplacement.	21
3.1	Paramètres de couche limite à $X = 483$ mm. (a) Épaisseur de déplacement; (b), épaisseur de couche limite. $\square$, essai 08; $\triangle$, essai 09. .	25
3.2	Visualisation à l'huile pigmentée. La direction de l'écoulement est du haut vers le bas. (a), côté des $z > 0$; (b), côté des $z < 0$	26
3.3	Champs de vitesse du coin à $X = 140$ mm, $z > 0$. Les axes du bas et de droite sont au niveau du plancher et de la paroi latérale droite.	26

3.4	Profils de vitesse à $X = 483$ mm avant de poser le joint entre le dernier cadre et le convergent. U/U_{ext} est la vitesse normalisée par la vitesse de l'écoulement à l'extérieur de la couche limite. $\square$ $z = -204.8$ mm, $\triangle$ $z = -171.3$ mm, ∇ $z = -137.8$ mm, $\triangleright$ $z = -70.8$ mm, $\diamond$ $z = -3.8$ mm, $-$ $z = 63.2$ mm, o $z = 130.2$ mm, x $z = 163.7$ mm, $+$ $z = 197.2$ mm	29
3.5	Nouvelle disposition des grillages. Les nombres de mailles par pouce sont, dans l'ordre de numérotation des grillages : 14, 20, 21. Les diamètres de fil des grillages sont : 0.22, 0.38, 0.26 mm.	30
3.6	Champ de vitesse du coin à $X = 140$ mm, $z > 0$, après les modifications de l'entrée.	31
3.7	Champs de vitesse dans les coins inférieurs à $X = 140$ mm après les modifications de l'entrée.	32
3.8	Épaisseur de la couche limite à $X = 483$ mm. $+$, avant modifications des cadres; $\square$, après modifications des cadres, présence de fuites; $\triangle$, après modifications des cadres, étanchéité refaite.	33
3.9	Profils de vitesse à $X = 483$ mm après les modifications de l'entrée de la soufflerie. U/U_{ext} est la vitesse normalisée par la vitesse de l'écoulement à l'extérieur de la couche limite. $\square$, $z = -204.8$ mm, Pitot 3; $\triangle$, $z = -171.3$ mm, Pitot 4; ∇ , $z = -137.8$ mm, Pitot 5; $\triangleright$, $z = -70.8$ mm, Pitot 6; $\diamond$, $z = -3.8$ mm, Pitot 7; $-$, $z = 63.2$ mm, Pitot 8; o , $z = 130.2$ mm, Pitot 9; x , $z = 163.7$ mm, Pitot 10; $+$, $z = 197.2$ mm, Pitot 11; $---$, Profil DNS [10] pour $Re_\theta = 1410$.	34
3.10	Tension du fil chaud. (a), $z = 96$ mm, sans déclencheur; (b), $z = -114$ mm, sans déclencheur; (c), $z = 96$ mm, avec déclencheur; (d), $z = -114$ mm, avec déclencheur. $---$, Hors de la couche limite; $---$, $X = -31.75$ cm; $\dots$, $X = -7$ cm.	36

3.11	Profil de vitesse à $X = 483$ mm et $z = 63.2$ mm (Pitot 8) après modifications des cadres, effet du déclencheur. $\square$, sans déclencheur; $\triangle$, avec déclencheur; —, Profil DNS [10] pour $Re_\theta = 1410$. Une seule position z est montrée pour des raisons de clarté, le comportement aux autres positions est similaire.	37
3.12	Épaisseur de la couche limite à $X = 483$ mm après modifications des cadres, effet du déclencheur. $\square$, sans déclencheur; $\triangle$, avec déclencheur.	37
3.13	Épaisseur de couche limite $\delta_{0.99}$ avant les modifications de l'entrée à $X = 483$ mm, effet de l'aspiration. $\square$, sans aspiration; $\triangle$, avec aspiration.	39
3.14	Épaisseur de couche limite $\delta_{0.99}$ après les modifications de l'entrée à $X = 483$ mm, effet de l'aspiration. $\square$, sans aspiration; $\triangle$, avec aspiration. . .	39
3.15	Épaisseur de couche limite $\delta_{0.99}$ avec déclencheur à $X = 483$ mm, effet de l'aspiration. $\square$, sans aspiration; $\triangle$, avec aspiration.	40
3.16	Profils de vitesse à $X = 483$ mm avec déclencheur. (a), sans aspiration; (b), avec aspiration. U/U_{ext} est la vitesse normalisée par la vitesse de l'écoulement à l'extérieur de la couche limite. $\square$, $z = -204.8$ mm, Pitot 3; $\triangle$, $z = -171.3$ mm, Pitot 4; ∇ , $z = -137.8$ mm, Pitot 5; $\triangleright$, $z = -70.8$ mm, Pitot 6; $\diamond$, $z = -3.8$ mm, Pitot 7; $-$, $z = 63.2$ mm, Pitot 8; o , $z = 130.2$ mm, Pitot 9; x , $z = 163.7$ mm, Pitot 10; $+$, $z = 197.2$ mm, Pitot 11.	40
3.17	État de la couche limite à l'entrée de la section d'essai veine vide ($X = 483$ mm). (a), Épaisseur de couche limite; (b), épaisseur de déplacement; (c), épaisseur de quantité de mouvement; (d), nombre de Reynolds basé sur θ ; (e), paramètre de forme; (f), coefficient de frottement calculé par la méthode de Clauser. $\square$, Essai 06; $\triangle$, essai 07.	42
4.1	Schéma d'un montage PIV typique.	44
4.2	Réglage de l'atténuateur.	47
4.3	Traitement de données, intercorrélation.	51

4.4	Exemple d'image acquise avec le système PIV. La ligne lumineuse au bas de l'image correspond à la reflexion du laser sur la paroi en Plexiglas. .	55
4.5	Champs de vitesse instantanée. Mesures issues de l'acquisition X=1520_ Z=12. La paroi est située à $y = -50$ mm et $x = 0$ correspond au centre du champ de mesure PIV.	56
4.6	Champ de vitesse moyenne. Des lignes de courant sont tracées pour mettre en évidence la zone de recirculation. Mesure issue de l'acquisition X=1520_ Z=12. La paroi est située à $y = -50$ mm et $x = 0$ correspond au centre du champ de mesure PIV.	57
4.7	Contours du nombre de vecteurs valides. Mesure issue de l'acquisition X=1610_ Z=0. La paroi est située à $y = -50$ mm et $x = 0$ correspond au centre du champ de mesure PIV.	57
4.8	Paramètres de couche limite calculés avec le script ParamGlobaux.m. $\square$, Épaisseur de la couche limite ($\delta_{0.99}$); $\triangle$, épaisseur de déplacement (δ^*); $\circ$, épaisseur de quantité de mouvement (θ); $\diamond$, facteur de forme (H). .	58
4.9	Exemple de contours de quantités turbulentes. (a), contours de $\frac{\langle u'^2 \rangle}{U_{ext}^2}$; (b), contours de $\frac{\langle v'^2 \rangle}{U_{ext}^2}$; (c), contours de $\frac{\langle u'v' \rangle}{U_{ext}^2}$	59
4.10	Exemple de profils de quantités turbulentes ($X = 1507$ mm). (a), profil de $\frac{\langle u'^2 \rangle}{U_{ext}^2}$; (b), profil de $\frac{\langle v'^2 \rangle}{U_{ext}^2}$; (c), profil de $\frac{\langle u'v' \rangle}{U_{ext}^2}$	60
4.11	Exemple de contours du coefficient d'écoulement de retour, ligne pointillée (valeur de χ en %). L'extrapolation utilisée pour déterminer la position du décollement est représentée par la ligne pleine. Résultat issu de l'acquisition X=1520_ Z=12.	61
4.12	(a), Vitesse moyenne V ; (b), Corrélation $\langle u'v' \rangle$. $\square$, Mesurée par PIV; $\triangle$, calculée par intégration.	63
4.13	Vitesse moyenne V . $\square$, Mesurée par PIV; $\triangle$, calculée par intégration. .	64
5.1	Géométrie modifiée de la section d'essai.	66

5.2	(a), Géométrie de la section d'essai vue de côté. Dimensions en mètres. (b), Distribution de pression sur le plancher de la section d'essai. +, Résultats expérimentaux ($Re = 2.5 \times 10^6$); —, calcul potentiel; —, distribution de pression sur l'extrados d'un profil NACA 2412 à 18° d'incidence ($Re = 2.5 \times 10^6$, corde = 2.5 m).	67
5.3	Photographie des visualisations de la zone séparée. Vue de dessus. Les flèches sont dessinées pour aider à la compréhension. La grande flèche indique le sens de l'écoulement. Le bas de l'image est à environ $x/c = 0.25$ et le haut à $x/c = 0.48$	68
5.4	Photographie des visualisations en amont de la zone séparée. Vue de dessus. La grande flèche indique le sens de l'écoulement. Le bas de l'image est à environ $x/c = 0.13$ et le haut à $x/c = 0.25$	68
5.5	Champs de vitesse perpendiculaire à l'écoulement à $x/c = 0.09$ dans le coin inférieur gauche ($z < 0$). Des pseudo lignes de courant sont tracées pour visualiser la structure tourbillonnaire.	69
5.6	Schéma expliquant la formation du tourbillon dans le coin. Les lignes noires épaisses entourées de flèches courbes représentent un tube de vortécité.	70
5.7	Schéma de la section d'essai. (a), Vue de dessus; (b), vue de côté. . . .	72
5.8	Schéma de la section d'essai montrant les quatre parties des plaques séparatrices.	73
5.9	Photographie des brins de laines en amont du bord d'attaque des plaques séparatrices.	74
5.10	Photographie des pertes de charge à la sortie du canal central. On voit le passage laissé libre pour les canaux latéraux.	74
5.11	Comparaison des visualisations dans la zone séparée. (a), sans les plaques séparatrices; (b), avec les plaques séparatrices. Le bas des images est à environ $x/c = 0.25$ et le haut à $x/c = 0.48$	75

5.12 Photographie des visualisations en amont de la zone séparée. Vue de dessus. La flèche indique le sens de l'écoulement. Le bas de l'image est à environ $x/c = 0.12$ et le haut à $x/c = 0.36$	76
5.13 Évolutions en z . (a), Vitesse à l'extérieur de la couche limite (U_{ext}); (b) épaisseur de déplacement (δ^*); (c), épaisseur de quantité de mouvement (θ); (d), facteur de forme (H). $\square$, $x/c = 0.29$; $\triangle$, $x/c = 0.32$	77
5.14 Évolution en z de la position du décollement.	79
5.15 Étalonnage du convergent avec géométrie modifiée.	81
5.16 Nouvelle distribution de pression sur le plancher de la section d'essai. $\square$, Résultats expérimentaux ($Re = 1.5 \times 10^6$); —, distribution de pression sur l'extrados d'un profil NACA 2412 à 18° d'incidence ($Re = 1.5 \times 10^6$, corde = 2.5 m); +, résultats expérimentaux de Julien [1] ($Re = 2.5 \times 10^6$).	82
5.17 Évolution longitudinale du gradient de pression $\frac{dC_p}{d(x/c)}$. $\square$, Résultats expérimentaux ($Re = 1.5 \times 10^6$); —, calcul sur l'extrados d'un profil NACA 2412 à 18° d'incidence ($Re = 1.5 \times 10^6$, corde = 2.5 m).	83
5.18 Contours de coefficient de retour (χ en %) en $z = 0$ permettant de déterminer la position du décollement. La frontière de la couche limite est représentée par la ligne pointillée.	84
5.19 (a), Emplacement des mesures PIV; (b), distribution de pression.	85
5.20 Évolution des paramètres globaux dans le sens de l'écoulement. (a), Épaisseur de la couche limite (δ); (b), épaisseur de déplacement (δ^*); (c), épaisseur de quantité de mouvement (θ); (d), facteur de forme (H); (e), R_θ . $\circ$, Mesures PIV; —, calculs sur l'extrados d'un profil NACA 2412 à 18° d'incidence ($Re = 1.5 \times 10^6$, corde = 2.5 m).	89
5.21 Évolution longitudinale de la vitesse de l'écoulement à l'extérieur de la couche limite. $\circ$, Mesures PIV; —, calcul à partir de la distribution de pression.	90
5.22 Évolution longitudinale des profils de vitesse moyenne.	91

5.23	Profils de vitesse déficitaire normalisés par $U_{ext}\delta^*/\delta$. $\circ$, $x/c = 0.076$; $\square$, $x/c = 0.15$; $\triangle$, $x/c = 0.22$; $\times$, $x/c = 0.28$; $\triangleleft$, $x/c = 0.318$; $\diamond$, $x/c = 0.372$.	92
5.24	U_{ext} en fonction de δ en échelle logarithmique. $\square$, Valeurs expérimentales; — et — — , Loi en puissance $\delta \sim U_{ext}^{-1/\Lambda}$.	93
5.25	Évolution longitudinale des profils de $\frac{\langle u'^2 \rangle}{U_{ext}^2}$.	94
5.26	Évolution longitudinale des profils de $\frac{\langle v'^2 \rangle}{U_{ext}^2}$.	95
5.27	Évolution longitudinale des profils de $\frac{\langle u'v' \rangle}{U_{ext}^2}$.	96
5.28	Position des maximum des contraintes de Reynolds. $\square$, $y_{\langle u'^2 \rangle max}$; $\triangle$, $y_{\langle v'^2 \rangle max}$; $\circ$, $y_{\langle u'v' \rangle max}$.	97
5.29	Position normalisée par δ des maximum des contraintes de Reynolds. $\square$, $\frac{y_{\langle u'^2 \rangle max}}{\delta}$; $\triangle$, $\frac{y_{\langle v'^2 \rangle max}}{\delta}$; $\circ$, $\frac{y_{\langle u'v' \rangle max}}{\delta}$.	97
5.30	Évolution longitudinale des profils de $\frac{\sqrt{\langle u'^2 \rangle}}{U}$.	98

Liste des symboles

c : corde du profil d'aile "équivalent" ($c = 2.5\text{m}$)

C_f : coefficient de frottement

C_p : coefficient de pression

C_Q^* : paramètre d'aspiration

D_{tube} : diamètre extérieur du tube de Pitot

E_{in} : tension d'entrée du thermistor

E_{out} : tension de sortie du thermistor

E_{mes} : tension de sortie de l'anémomètre à fil chaud

H : paramètre de forme

i : indice longitudinal

j : indice vertical

K_{ref} : constante d'étalonnage du convergent, étalonnage réalisé avec la section d'essai modifiée

K_∞ : constante d'étalonnage du convergent, étalonnage réalisé avec la section d'essai à vide

L : largeur de la section d'essai

p : pression

p_{ref} : pression de référence (première prise de pression pariétale)

Re : nombre de Reynolds

Re_θ : nombre de Reynolds basé sur l'épaisseur de quantité de mouvement

t : temps

T : température de l'écoulement

T_f : température du fil chaud

T_0 : température ambiante

U : vitesse moyenne longitudinale

U_{ref} : vitesse de référence mesurée dans le convergent, étalonnage réalisé avec la section d'essai modifiée

U_∞ : vitesse en amont mesurée dans le convergent, étalonnage réalisé avec la section d'essai à vide

U_{ext} : vitesse moyenne longitudinale à l'extérieur de la couche limite

U_{asp} : vitesse d'aspiration au plancher

U_τ : vitesse de frottement

U^+ : vitesse normalisée par les variables de paroi

u' : fluctuation de vitesse longitudinale

V : vitesse moyenne verticale

v' : fluctuation de vitesse verticale

W : vitesse moyenne transversale

X : position longitudinale par rapport à l'entrée de la section d'essai

X_{pp} : position longitudinale en plaque plane

x/c : coordonnée longitudinale normalisée par la corde du profil “équivalent” ($c = 2.5\text{m}$) et dont l’origine est située au niveau du pic de dépression ($X = 795.5\text{ mm}$). $x/c = (X - 795.5)/2500$

x_s : position du décollement

y : position verticale

yc : position verticale corrigée pour l’effet du gradient de vitesse, dans le cadre des mesures au tube de Pitot.

z : position transversale

χ : coefficient d’écoulement de retour

χ_p : coefficient d’écoulement de retour à la paroi

δ : ou $\delta_{0.99}$, épaisseur de la couche limite

δ^* : épaisseur de déplacement de la couche limite

Λ : paramètre de gradient de pression

ν : viscosité cinématique

ρ : masse volumique

θ : épaisseur de quantité de mouvement de la couche limite

Chapitre 1

Introduction

1.1 Contexte

Ce projet entre dans le cadre d'un projet de recherche sur le contrôle du décollement d'une couche limite semblable à celles se développant sur l'extrados d'un profil d'aile à grand angle d'incidence. Le décollement de la couche limite est à l'origine du phénomène de décrochage qui correspond à une importante perte de portance de l'aile. Ce phénomène apparaît pour des angles d'incidence élevés, coïncidant généralement avec les configurations d'atterrissage ou de décollage des avions. En permettant d'augmenter cet angle de décrochage, on peut envisager de diminuer la vitesse et donc les distances de décollage et d'atterrissage des avions. Les systèmes de contrôle qui seront à l'étude dans ce projet sont des systèmes passifs. Il s'agit en particulier de riblets (micro-rainures pariétales longitudinales) avec ou sans rugosités de paroi. De plus, cette étude pourrait permettre d'acquérir une meilleure connaissance de la structure de la couche limite turbulente en processus de décollement.

1.2 Problématique

Cette étude est réalisée dans la soufflerie basse vitesse du laboratoire. La première étape du projet consistait donc à recréer en laboratoire une distribution de pression menant au décollement de la couche limite similaire à celle de l'extrados d'un profil

d'aile conventionnel à un grand angle d'incidence. Pour cela, le moyen choisi fut de modifier la géométrie de la section d'essai (plafond convergent, puis divergent) afin de créer un gradient de pression adverse. La couche limite étudiée se développe au plancher de la section. Ceci permet de travailler avec une corde de profil équivalente plus grande qu'en utilisant un profil miniature et donc à un nombre de Reynolds plus proche des conditions réelles. De plus, les mesures sont plus faciles à réaliser sur le plancher de la section d'essai. La conception et les tests de la géométrie ont été réalisés par Steve Julien [1] lors de sa maîtrise. La distribution de pression obtenue était satisfaisante mais l'écoulement dans la zone de décollement présentait des non-uniformités importantes ne permettant pas d'étudier les mécanismes de contrôle.

1.3 Objectifs et structure du mémoire

Le but de mon projet de maîtrise était donc de rendre l'écoulement dans la soufflerie le plus bidimensionnel possible. Ceci a été réalisé en deux étapes. La première fut d'éliminer les non-uniformités de l'écoulement avec la section d'essai non déformée (sans gradient de pression). Un travail important a été réalisé sur l'entrée de la soufflerie (chambre de tranquillisation et convergent) pour améliorer la qualité de la couche limite en entrée de la section d'essai. La seconde étape fut d'obtenir une couche limite bien uniforme en envergure malgré le fort gradient de pression adverse dû à la géométrie modifiée de la section d'essai.

Ce mémoire présente tout d'abord une description des installations et de l'instrumentation. La seconde partie présente le travail effectué pour améliorer l'écoulement avec la section d'essai non modifiée. Ensuite, un chapitre est dédié à la vélocimétrie par image de particule (PIV) car ce système de mesure a fourni la plupart des derniers résultats. Le dernier chapitre présente le travail effectué avec la section d'essai modifiée.

1.4 Généralités

1.4.1 Gradient de pression adverse et décollement

Les articles de Simpson [2] et [3] ont été utilisés pour leurs définitions et leurs observations générales sur le processus de décollement d'une couche limite turbulente.

Dengel et Fernholz [4] ont étudié une couche limite turbulente se développant en gradient de pression adverse. Dans leur cas, le gradient de pression est contrôlé afin d'amener la couche limite très proche du décollement. Le gradient de pression est donc beaucoup moins drastique que dans la section d'essai présentée dans ce mémoire, néanmoins des comparaisons quant à l'évolution des quantités turbulentes ainsi que sur la détermination de la position du décollement ont pu être effectuées.

Dans le cas de l'étude d'Elsberry et al. [5], la couche limite est également maintenue très proche du décollement. Elle se développe dans une section d'essai divergente mais le gradient de pression est plus modéré que dans l'étude présentée dans ce mémoire.

Gleyzes [6], en revanche, présente un cas plus semblable. Il montre, entre autre, l'évolution des grandeurs caractéristiques de la couche limite mesurées en soufflerie sur un profil d'aile (AS 23) à un grand angle d'incidence.

Le divergent de la section d'essai entraîne une décélération de l'écoulement. Cette décélération correspond à un fort gradient de pression adverse. Les effets d'un tel gradient sur la couche limite sont les suivants. Le profil de vitesse se creuse, ce qui se traduit par une augmentation du paramètre de forme H . En effet, l'épaisseur de déplacement δ^* augmente plus rapidement que l'épaisseur de quantité de mouvement θ . La valeur du paramètre de forme au niveau du décollement varie beaucoup selon les conditions expérimentales. On trouve des valeurs allant de 2.5 (Elsberry et al. [5]) à 4 (Gleyzes [6]).

Le paramètre d'écoulement de retour à la paroi (χ_p) est utilisé par Simpson [2] pour décrire les différentes étapes du phénomène de décollement. Ce paramètre représente le pourcentage de temps pour lequel l'écoulement va vers l'aval. La position pour laquelle le coefficient de frottement s'annule correspond à la position pour laquelle $\chi_p = 50\%$. C'est cette position qui définit la position du décollement.

En gradient de pression adverse, l'activité turbulente à la paroi est faible contrairement au cas sans gradient de pression. Le maximum des quantités turbulentes s'éloigne de

la paroi jusqu'à une position $y/\delta \approx 0.5$ (Simpson [3]) et sa valeur augmente vers l'aval. Cet éloignement est lié à l'éloignement de la paroi du maximum de gradient de vitesse $\frac{\partial U}{\partial y}$ qui joue un rôle dans les termes de production de turbulence (Dengel et Fernholz [4]).

1.4.2 Système de contrôle des couches limites se développant sur les parois latérales

Lors de l'étude d'écoulements avec gradient de pression adverse, les couches limites des parois latérales viennent souvent interférer avec l'écoulement principal. On obtient alors un écoulement fortement tridimensionnel. Pour remédier à ce problème, plusieurs solutions ont été utilisées dans des études antérieures.

Certains auteurs, comme Dengel et Fernholz [4], s'affranchissent des effets de bord en utilisant comme surface d'étude, un cylindre aligné avec l'écoulement au centre de la section d'essai.

Elsberry et al. [5] dans le cadre de leur étude d'une couche limite maintenue proche de la séparation, ont dû faire face à ce type de problème dans leur divergent asymétrique. Ils ont tout d'abord ajouté des plaques de chaque côté à l'intérieur de la veine d'essai sur lesquelles se formait une nouvelle couche limite plus fine. Cette solution n'étant pas suffisante, de fines fentes de succion au début du divergent ont permis de supprimer les couches limites des parois latérales et ainsi obtenir un écoulement bidimensionnel.

Buice et Eaton [7] ont étudié un écoulement dans un diffuseur plan asymétrique. Pour éviter la séparation des couches limites des parois latérales dans le divergent, ils ont eu recours à des plaques séparatrices permettant d'enlever les couches limites s'étant formées en amont du divergent. Pour permettre la succion dans les canaux latéraux, une perte de charge est placée à la sortie de la section principale. Le contrôle de cette succion est effectué à l'aide de pertes de charge réglables à la sortie des sections latérales.

Chapitre 2

Installations, instrumentation et techniques de mesure

2.1 Installations

La soufflerie utilisée pour les essais réalisés lors de ce projet est une soufflerie à couche limite du LMF. C'est une soufflerie aspirante à circuit ouvert (open return circuit). Elle se compose de trois parties distinctes : l'entrée, la section d'essai et la sortie. La figure 2.1 est une vue d'ensemble de la soufflerie.

2.1.1 Entrée de la soufflerie

Elle se divise en deux parties : La chambre de tranquillisation et le convergent (voir figure 2.2). Dans la chambre de tranquillisation, l'écoulement passe au travers de filtres graissés (utilisés seulement dans la configuration sans gradient de pression) puis du nid d'abeille et de trois grillages. Les filtres servent à éliminer la présence de particules qui pourraient endommager les appareils de mesure (fil chaud). Le nid d'abeille sert essentiellement à briser les grosses structures présentes dans l'écoulement d'entrée de la soufflerie. Et les grillages génèrent de la turbulence de grille qui permet d'homogénéiser l'écoulement (vitesse, taux de turbulence). Un travail important a été fait sur la qualité de la chambre de tranquillisation, les détails sont donnés à la section 3.2. Ses dimensions sont $2.29 \text{ m} \times 0.61 \text{ m} \times 0.97 \text{ m}$ ($90 \text{ in} \times 24 \text{ in} \times 38 \text{ in}$). Le convergent de type

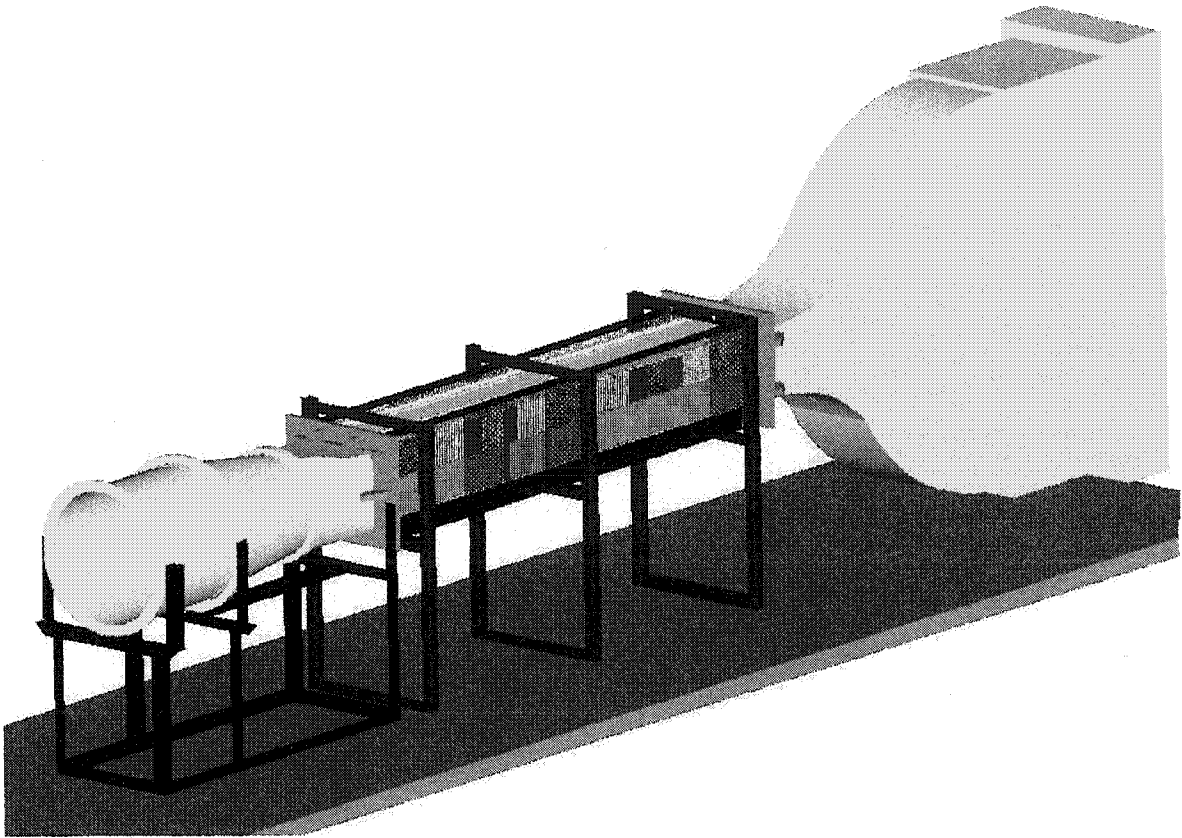


Figure 2.1: Vue d'ensemble de la soufflerie.

bidimensionnel à un rapport de section 5 : 1. Les dimensions de la section d'entrée sont $2.29 \text{ m} \times 0.61 \text{ m}$ et celles de la section de sortie sont $0.46 \text{ m} \times 0.61 \text{ m}$ (18 in $\times$ 24 in). La longueur du convergent est 2.34 m (92 in).

Le joint entre la sortie du convergent et l'entrée de la section d'essai est réalisé avec du silicone pour le plancher et le plafond et par un joint de mousse à cellules fermées pour les parois latérales. Les trois derniers sont recouvert d'une bande de rugosité permettant de s'assurer que les couches limites entrant dans la section d'essai sont turbulentes et de couvrir le joint.

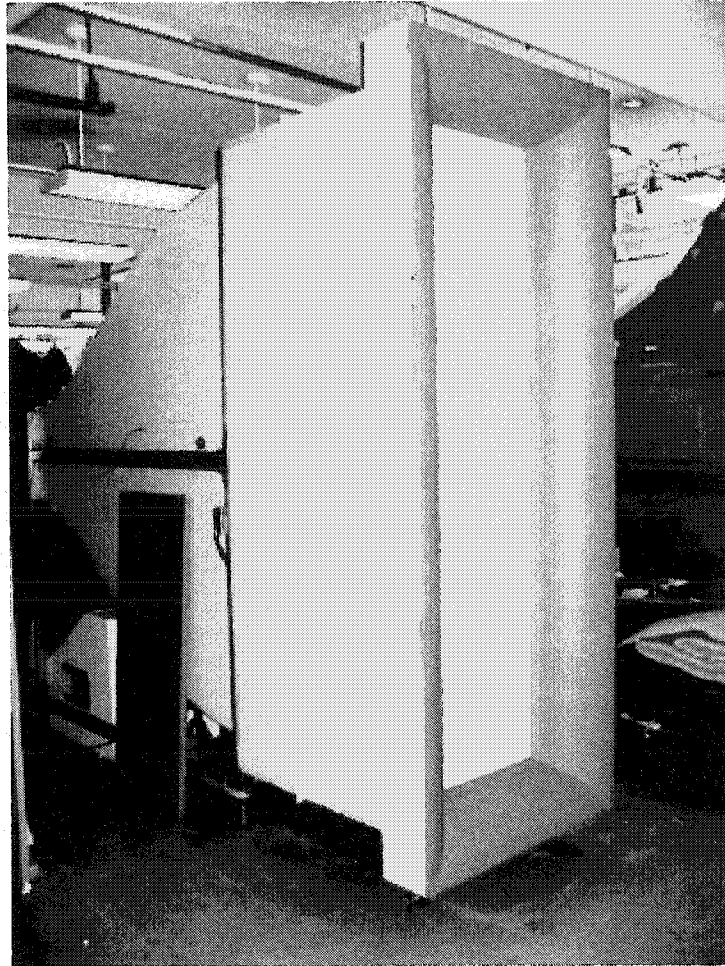


Figure 2.2: Photo de l'entrée de la soufflerie : chambre de tranquillisation et convergent.

2.1.2 Sortie de la soufflerie

Elle est composée d'une partie adaptant la section carrée de la section d'essai à la section circulaire de l'hélice (longueur : 0.66 m (26 in)), d'une partie divergente (longueur : 0.91 m (36 in)) et d'une partie droite (longueur : 0.79 m (31 in)) dans laquelle se trouve l'hélice. La figure 2.3 est une photographie de la sortie de la soufflerie. Le divergent dispose d'un cône de guidage à mi-rayon pour éviter qu'il y ait séparation. L'hélice est entraînée par un moteur électrique de 5.5 kW alimenté par le biais d'un variateur de fréquence permettant d'ajuster la vitesse de rotation de l'hélice. Ce variateur peut être commandé à distance par le port série de l'ordinateur.

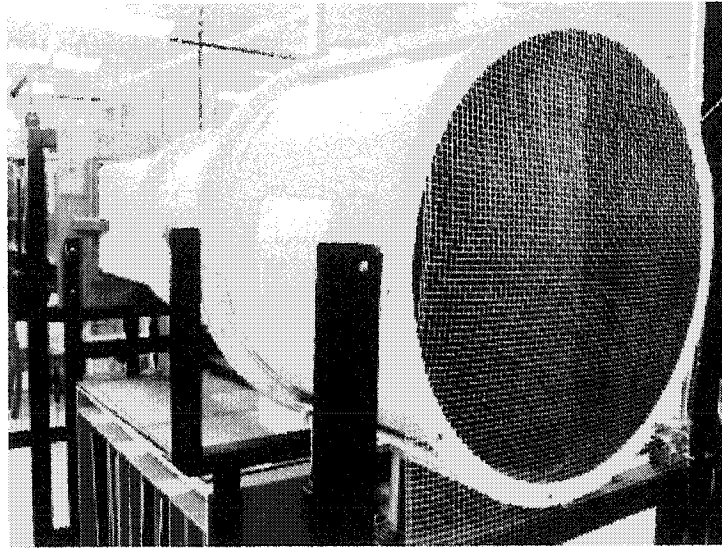


Figure 2.3: Photo de la sortie de la soufflerie.

2.1.3 Section d'essai

La section d'essai a deux configurations : "à vide" et "avec gradient de pression". Les parois latérales sont en verre ou en plexiglas, permettant ainsi une bonne visibilité. Les plaques en plexiglas peuvent être usinées pour permettre le passage de systèmes de déplacement. La figure 2.4 est une photographie de la section d'essai en configuration "avec gradient de pression".

2.1.3.1 Section d'essai à vide

Dans le cas de la section d'essai à vide, plafond et plancher sont constitués de plaques d'aluminium polies. Le plafond est suspendu, ce qui permet d'en ajuster l'angle pour contrer l'effet de convergence dû à l'épaississement des couches limites se développant sur les quatre parois de la section. Les plaques d'aluminium au plancher sont interchangeables, ce qui permet de nombreuses configurations. Ces plaques sont toutes munies de prises de pression statique au centre ($z = 0$) de telle sorte qu'on dispose d'une prise de pression statique tous les 30.48 cm (12 in). Certaines disposent en plus de trous de 2.54 cm (1 in) de diamètre, refermables avec des bouchons de laiton, permettant le passage de systèmes de déplacement. Des trous de ce type sont également présents au plafond.

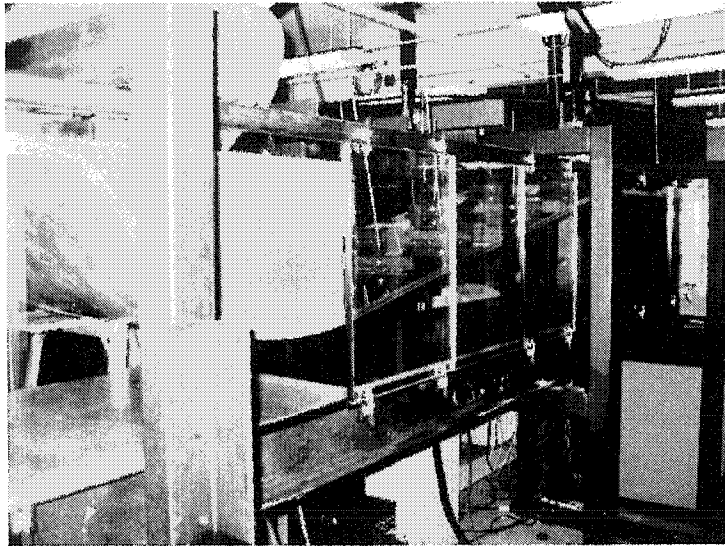


Figure 2.4: Photo de la section d'essai.

2.1.3.2 Section d'essai avec gradient de pression

La configuration “avec gradient de pression” est obtenue par déformation de la géométrie de la section d'essai (voir figure 2.5). La forme de la section a été conçue par Steve Julien [1] lors de son projet de maîtrise. Le plafond se compose d'une partie convergente, d'une partie divergente plane et d'une dernière partie parallèle au plancher. Le rapport de contraction dans la partie convergente a été calculé pour obtenir un rapport de vitesse semblable à un profil d'aile conventionnel. Plusieurs formes de contraction ont été simulées numériquement (solveur potentiel couplé à une méthode intégrale de calcul de couches limites) et testées dans le laboratoire. Il s'agissait d'obtenir le bon rapport de vitesse en évitant tout décollement de la couche limite au plafond. Le convergent est placé immédiatement à l'entrée de la section d'essai afin d'avoir une épaisseur de couche limite au plancher la plus mince possible et une plus grande longueur de développement en gradient de pression adverse. La partie divergente droite, initialement en aggloméré de pin, a servi à vérifier à l'aide de brins de laine que l'écoulement reste attaché au plafond. Elle a ensuite été remplacée par une plaque en Plexiglas pour permettre un accès optique plus aisé. La partie parallèle au plancher est en aggloméré de pin.

Le plancher est toujours composé de plaques d'aluminium interchangeables, mais

une bosse de 2 cm au niveau du pic de dépression sert à simuler la forte accélération présente sur le nez d'un profil d'aile, en créant une zone de courbure importante. Les plaques se situant après cette bosse sont donc montées sur des cales de 2 cm afin de conserver un plancher droit et horizontal. La sortie de la soufflerie (partie comportant l'hélice) a été rehaussée également afin d'être alignée avec la section d'essai. Un système de plaques séparatrices a été ajouté par la suite pour permettre le contrôle des couches limites des parois latérales. Celui-ci est décrit à la section 5.3.

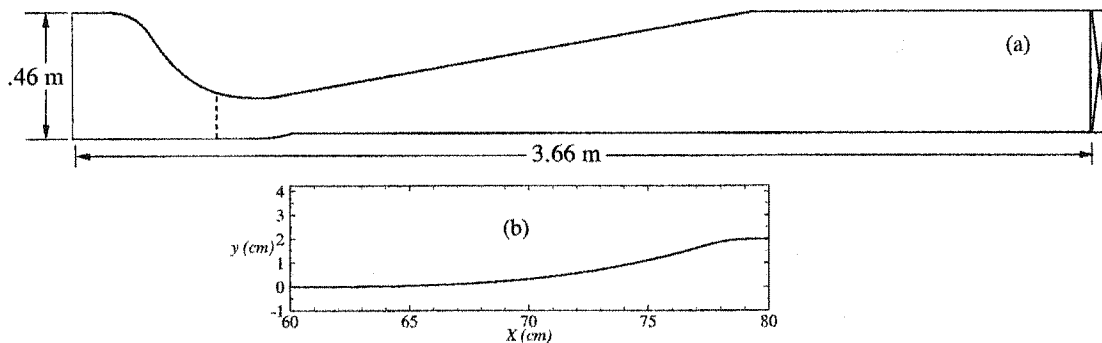


Figure 2.5: (a), Vue de côté de la section d'essai déformée; (b), zoom sur la bosse du plancher.

2.1.4 Système d'aspiration

Un système d'aspiration au plancher est également disponible (figure 2.6). Il permet d'avoir une bande d'aspiration de $7.62 \text{ cm} \times 61 \text{ cm}$ ($3 \text{ in} \times 24 \text{ in}$) à l'entrée de la section d'essai. Il est constitué d'un convergent conçu pour obtenir une aspiration uniforme sur toute la bande, d'une chambre basse pression et d'un ventilateur de type cage à écureuil permettant de créer la dépression à l'intérieur de la chambre. La vitesse d'aspiration est réglable à l'aide d'une saignée ajustable au niveau de la chambre basse pression. Le convergent est mobile verticalement permettant de passer facilement de la configuration "avec" à la configuration "sans aspiration". Le système est placé sous le convergent de la soufflerie.

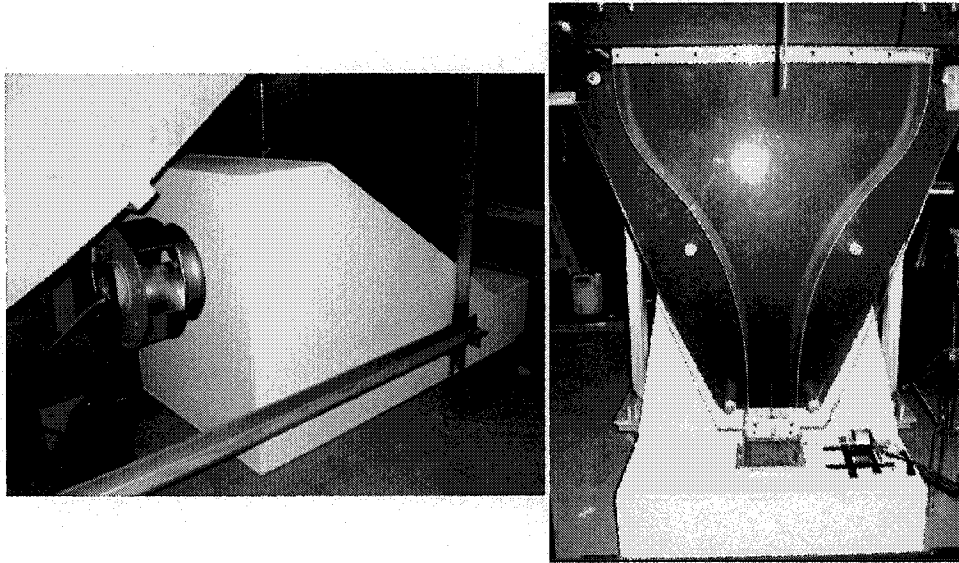


Figure 2.6: Système d'aspiration.

2.1.5 Repère

Le système d'axe utilisé est un repère orthonormé direct (voir figure 2.7) :

- axe X : direction de l'écoulement et positif dans le sens de l'écoulement. Origine au début de la section d'essai.
- axe Y : direction verticale et positif du plancher vers le plafond. Origine au plancher.
- axe Z : Perpendiculaire à X et Y et dans le sens direct. Origine au centre de la section d'essai.

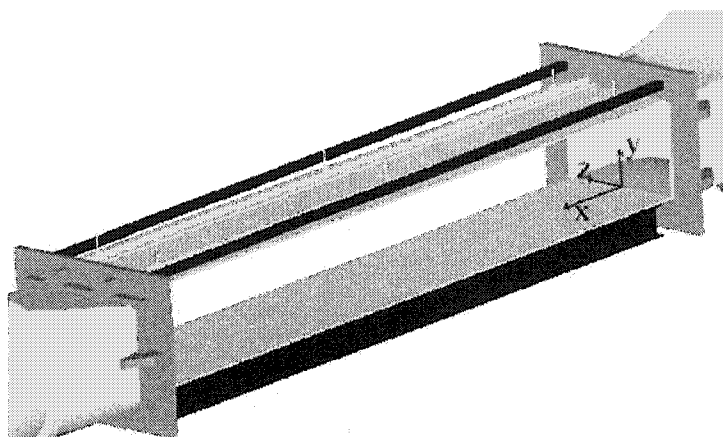


Figure 2.7: Schéma de la section d'essai.

2.2 Instrumentation et techniques de mesure

Cette partie présente les divers capteurs et systèmes de mesure utilisés au cours du projet, ainsi que le matériel d'acquisition de données.

2.2.1 Système d'acquisition de données

L'ordinateur utilisé au début du projet est un PC muni d'un processeur Pentium II de 233 MHz et de 384 Mo de mémoire vive. Le système d'exploitation est Windows NT 4.0. Ensuite, il a été remplacé par l'ordinateur de contrôle du système PIV (voir section 4.2.5). Les programmes d'acquisition sont réalisés avec Microsoft Visual Basic 5.0. Les systèmes de déplacement, le contrôleur de vitesse de rotation de l'hélice et le scanivalve sont tous contrôlés par l'ordinateur. La carte d'acquisition est la PCI-MIO-16E-4 de *National Instruments*. Elle comporte 8 entrées analogiques différentielles et possède un convertisseur analogique-numérique 12 bits. La fréquence d'acquisition maximale est de 500 kHz sur une seule voie et de 250 kHz au total lors de l'échantillonnage sur plusieurs voies. La carte est reliée via un câble SCXI à un module de conditionnement de signaux SCXI comprenant un châssis SCXI-1000, deux modules d'amplificateurs filtres SCXI-1141 et deux blocs terminaux SCXI-1305. Les modules SCXI-1141 possèdent leur propre multiplexeur dont la fréquence d'acquisition maximale est de 330 kHz lors de l'acquisition sur plusieurs voies. Cette fréquence étant plus élevée que celle de la carte,

lors de nos acquisitions nous ferons l'échantillonnage avec les modules SCXI-1141 plutôt qu'avec la carte d'acquisition. Ces modules possèdent chacun 8 entrées différentielles, munies d'amplificateurs à gains réglables et de filtres elliptiques du 8^{ème} ordre passe-bas réglables de 10 Hz à 25 kHz.

2.2.2 Mesure de température

La température est mesurée par un thermistor linéarisé *Omega Thermistor Composite 44018* affleurant à l'une des surfaces verticales du convergent. La température est calculée, selon les données du constructeur, avec l'équation suivante :

$$T = -147.13 \frac{E_{out}}{E_{in}} + 95.79 \quad (2.1)$$

T est en degré Celsius, Ein et Eout sont les tensions d'entrée et de sortie en Volts. La précision sur la lecture selon le fabriquant est de $\pm 0.15^\circ\text{C}$.

2.2.3 Mesure de pression

La pression atmosphérique est lue par l'opérateur sur un baromètre au mercure de type Fortin de marque *Princo*. La lecture est corrigée pour prendre en compte les effets de température et de gravité. Pour les mesures de pression dans la soufflerie, les capteurs utilisés sont des capteurs *MKS Baratron 223BD*. La gamme de ces capteurs est de -1 à +1 po H₂O (-249.1 à +249.1 Pa) pour un signal de sortie de -1 à +1 Volts. La précision donnée par le constructeur est de $\pm 0.5\%$ de la gamme (± 1.25 Pa). Pour permettre la mesure de plusieurs pressions à l'aide d'un seul capteur, des Scanivalves sont utilisées (figure 2.8). Ces appareils sont constitués de rondelles comprenant plusieurs entrées et une sortie. En faisant tourner un disque interne, il est possible de mettre en relation n'importe quelle entrée avec la sortie. Le système utilisé ici comporte deux Scanivalves en série, la première avec une rondelle à 12 entrées et la deuxième possédant 5 rondelles avec 24 entrées. Avec ce montage, il est donc possible de relier séquentiellement un maximum de 120 prises à un seul capteur de pression. Les Scanivalves sont contrôlées via le port GPIB de l'ordinateur.

Pour les mesures de pression statique, des prises de pression pariétale ont été usinées

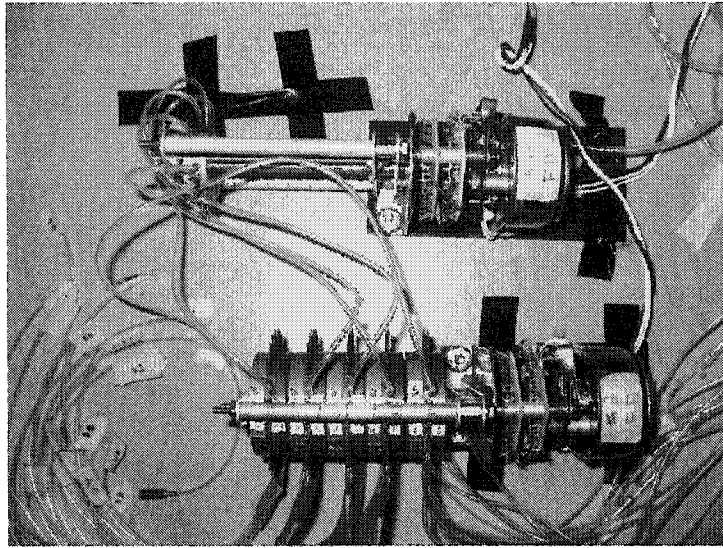


Figure 2.8: Vue de dessus du montage en série des deux Scanivalves.

dans les plaques du plancher de la section d'essai. Le diamètre de l'orifice du côté mesure est 0.4 mm (0.016 in). Il est important que ces prises soient exemptes de bavures et de poussières pour ne pas fausser la mesure, celle-ci étant très sensible. Du côté extérieur, un trou borgne, concentrique au premier et de diamètre 3.175 mm (0.125 in) permet d'insérer un tube de laiton fixé avec de la colle. Celui-ci permet la connexion des tubes Tygon pour relier la prise au capteur ou aux Scanivalves.

2.2.4 Mesure de la vitesse de référence

La vitesse de référence U_{ref} est mesurée par deux prises de pression statique, une est située au début et l'autre à la fin du convergent sur une des parois latérales. Un étalonnage est préalablement fait, donnant la relation entre le différentiel de pression entre ces deux prises et la pression dynamique mesurée avec un tube Pitot-statique placé au centre de la section d'essai. Le tube Pitot-statique est placé 1.35 m après l'entrée de la section d'essai et le gradient de pression en X est nul dans toute la section d'essai. Cette technique a l'avantage d'être non-intrusive une fois l'étalonnage réalisé. La figure 2.9 montre l'étalonnage du convergent réalisé au début et qui a été utilisé pour les mesures présentées dans ce mémoire.

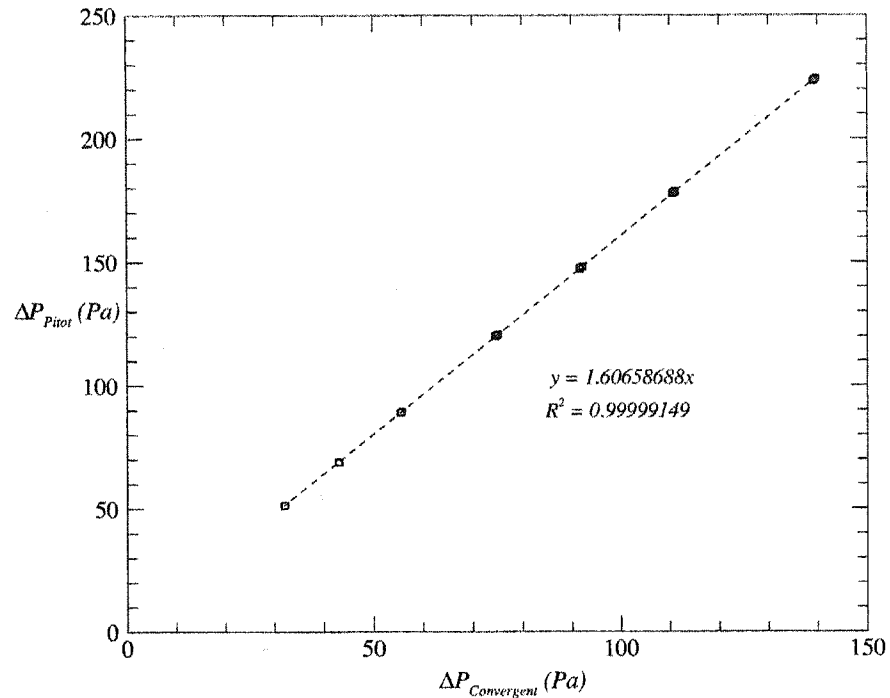


Figure 2.9: Étalonnage du convergent.

2.2.5 Mesure des profils de vitesse de la couche limite

Initialement ces mesures étaient faites avec un seul tube de Pitot monté sur un système de déplacement en y , la pression statique étant prise au plancher. Mais ce montage nécessitait l'arrêt de la soufflerie pour changer le support du tube de position z . Un peigne de tubes de Pitot a donc été élaboré, comportant d'abord 9 puis 13 tubes de Pitot (figure 2.10). La position en z des tubes de Pitot est indiquée au tableau 2.1. Le peigne est également monté sur le système de déplacement en y , ce qui permet de mesurer les profils de vitesse dans la couche limite pour 13 positions z sans arrêt de la soufflerie. Les tubes de Pitot sont reliés à la Scanivalve dont la sortie est reliée à la prise + du capteur de pression, sa prise - étant reliée à une prise de pression statique, généralement au plafond de la soufflerie pour éviter les interactions avec le peigne de Pitot. Pour corriger l'effet du gradient de vitesse sur la pression totale mesurée par le tube de Pitot, la position y de la sonde est ajustée selon la méthode de Zagarola et

Smits [8]. $yc = y + \Delta y$ et la correction Δy à appliquer est donnée par

$$\frac{\Delta y}{D_{tube}} = \varepsilon \quad (2.2)$$

où D_{tube} est le diamètre extérieur du tube de Pitot et ε est donné par

$$\varepsilon = 0.18(\alpha - 0.17\alpha^3) \quad (2.3)$$

et

$$\alpha = \frac{1}{U_c} \left(\frac{dU}{dy} \right)_c \frac{D_{tube}}{2} \quad (2.4)$$

où c indique que la quantité est évaluée au centre du tube de Pitot.

No du tube	1	2	3	4	5	6	7
Position z (mm)	-271.8	-238.3	-204.8	-171.3	-137.8	-70.8	-3.8
No du tube	8	9	10	11	12	13	
Position z (mm)	63.2	130.2	163.7	197.2	230.7	264.2	

Tableau 2.1: Positions z des tubes de Pitot dans le repère soufflerie.

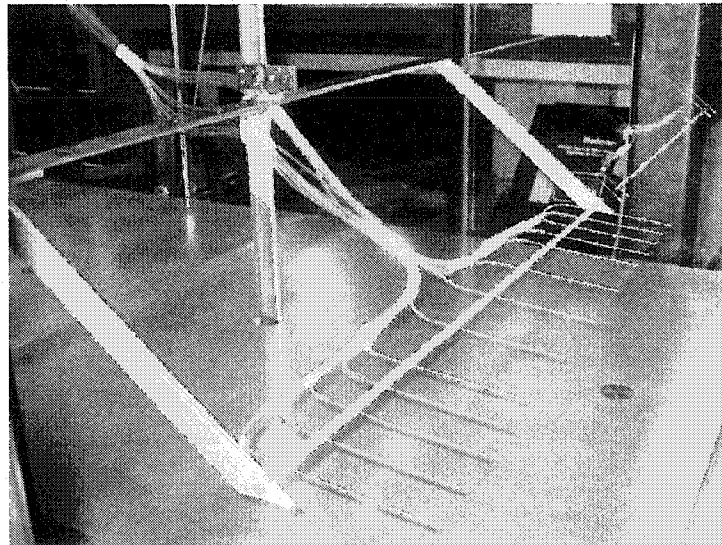


Figure 2.10: Peigne de tubes de Pitot à 13 tubes monté sur le système de déplacement en y .

2.2.6 Anémométrie à fil chaud

L'anémométrie à fil chaud a été utilisée à plusieurs fins : mesures de champs de vitesse moyenne dans l'écoulement potentiel et détection de la transition de la couche limite au plancher. Dans les deux cas on utilise des anémomètres à température constante de type *TSI 1750*. Dans le premier cas, une sonde à deux fils croisés de marque DISA Type 55 P61 munie de fils de tungstène de $5\ \mu\text{m}$ de diamètre est montée sur un système de déplacement 2 axes (y et z). Dans le second, il s'agit d'une sonde Auspex également munie d'un fil de tungstène de $5\ \mu\text{m}$ montée sur un système de déplacement en y . Les anémomètres utilisés sont ajustés pour obtenir une surchauffe de 1.8. Avec le coefficient de température de la résistivité des fils employés ($\alpha_0 = 0.0036$), la température du fil T_f est d'environ 190°C . L'étalonnage des sondes est réalisé avec la vitesse de référence U_{ref} mesurée dans le convergent. La loi de King est utilisée. Les tensions utilisées pour le calcul de la vitesse sont corrigées pour les variations de température entre le moment du réglage de l'anémomètre et le moment de son utilisation pour la prise de mesures. La tension corrigée E_c est obtenue à partir de la relation suivante :

$$E_c = E_{mes} \sqrt{\frac{T_f - T_0}{T_f - T}} \quad (2.5)$$

où T est la température lors de la mesure de la tension E_{mes} , T_0 est la température ambiante lors du réglage de l'anémomètre.

2.2.7 Systèmes de déplacement

Dans la plupart des cas le déplacement des sondes s'effectue à l'aide de traverses mues par des moteurs pas à pas commandés par le programme d'acquisition. Les moteurs font 400 pas par tour, un tour correspondant à un déplacement de 1 mm de la traverse. Le plus petit déplacement possible est de 0.0025 mm. Différents dispositifs ont été conçus pour fixer ces traverses sur la structure de la soufflerie. La figure 2.11 montre le système de déplacement deux axes utilisé pour des acquisitions avec la sonde à fils chauds croisés et le système de déplacement en y utilisé par exemple pour l'acquisition des profils de vitesse de couche limite avec le peigne de tubes de Pitot.

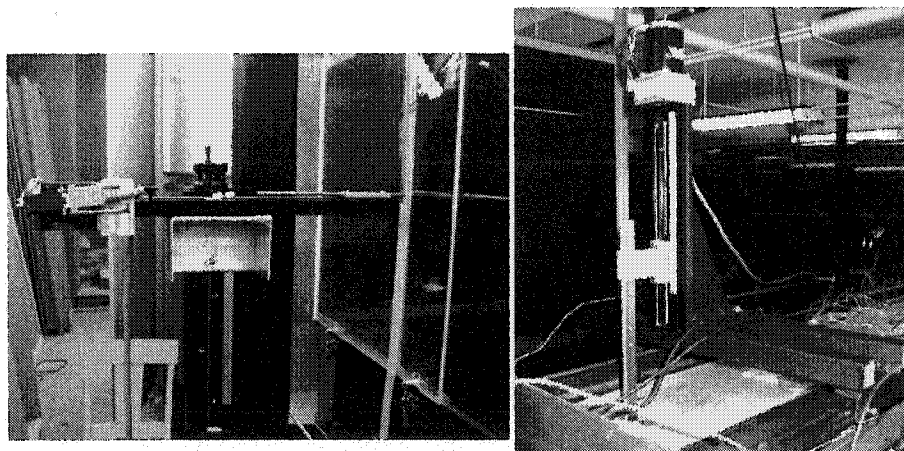


Figure 2.11: Systèmes de déplacement.

2.2.8 Techniques de visualisation

Pour avoir une compréhension rapide de l'écoulement et pour faire une première validation du montage, deux techniques de visualisations ont été utilisées.

2.2.8.1 Visualisation par brins de laine

Ce sont en fait de petits morceaux de fil à coudre de longueurs variées qui sont fixés à la paroi par du ruban adhésif transparent. Cette méthode reste qualitative et ne permet pas d'obtenir une position précise pour le décollement.

2.2.8.2 Visualisation par huile pigmentée

Cette technique fut utilisée à plusieurs reprises et avec des pigments différents. Lorsqu'appliqué sur des plaques d'aluminium non peintes, le pigment utilisé était de la poudre de charbon (couleur noire). Sur les plaques noires, le pigment utilisé était de l'oxide de titane (couleur blanche). Dans les deux cas, l'huile était du Bayol et de l'acide oléique était rajoutté pour empêcher les pigments de coaguler. Les proportions utilisées étaient d'environ 60 ml de Bayol, 10 ml d'acide et 10 ml de pigment.

2.2.9 Système PIV

Un système de vélocimétrie par image de particule (PIV) a été utilisé pour un grand nombre de mesure dans la section d'essai avec gradient de pression. Le matériel et les techniques utilisés sont décrits au chapitre 4.

Chapitre 3

Section d'essai non modifiée (veine vide)

3.1 Problématique

Avant de travailler sur les non-uniformités de l'écoulement dues à la géométrie particulière de la section d'essai, nous avons voulu valider les installations "veine vide". L'écoulement obtenu dans cette configuration s'est avéré être tridimensionnel, ne permettant pas de réaliser des essais avec la section d'essai modifiée. La première partie du travail a donc été d'obtenir un écoulement 2D dans la section d'essai non modifiée. Sont présentés ici les différentes mesures effectuées pour caractériser l'écoulement d'entrée, ainsi que les modifications apportées à la soufflerie et les résultats obtenus. Les essais présentés dans cette partie ont été réalisés avec une vitesse de référence $U_\infty \approx 16$ m/s.

3.1.1 Profils de vitesse de couche limite

Un des moyens simples de vérifier que la couche limite est bien 2D est de comparer les profils de vitesse à différentes positions z . Cette acquisition a été réalisée avec le peigne de tubes de Pitot. Le but visé est d'obtenir une couche limite de grandeurs caractéristiques (δ , δ^* , θ) constantes en z sur une grande partie de la largeur de la veine d'essai, les effets des parois latérales venant modifier ce comportement pour

les valeurs extrêmes de z . La figure 3.1 présente les résultats de deux essais, ce qui permet de vérifier la répétabilité. Les axes verticaux de la figure sont situés au niveau des parois latérales de la section. On voit clairement que la couche limite n'est pas uniforme selon l'envergure : variation de δ^* d'environ 20 % en excluant les valeurs extrêmes proches de la paroi. Les profils de vitesse ont également permis de calculer le coefficient de frottement C_f par la méthode de Clauser. Évidemment, on retrouve des différences importantes (variations de 10% en excluant les valeurs les plus proches des parois latérales) entre les valeurs de C_f à plusieurs positions z .

3.1.2 Visualisations

Des visualisations à l'huile et par brins de laine à l'entrée de la section d'essai montrent qu'à la paroi ($y = 0$), il y a un écoulement secondaire qui se dirige des parois latérales vers le centre (voir figure 3.2). L'angle de l'écoulement proche des parois latérales est plus important que celui qui serait dû à l'épaississement des couches limites latérales. Cet angle semble également plus important du côté des z positifs. Les résultats des profils de vitesse et des visualisations nous ont amenés à soupçonner la présence d'un écoulement secondaire là où l'écoulement devrait être potentiel.

3.1.3 Champ de vitesse fil chaud

Afin de confirmer l'existence d'un écoulement secondaire, une exploration du coin inférieur droit (plan $X = 140$ mm = constante, $5 < y < 237$ mm, $104 < z < 300$ mm) a été réalisée avec une sonde à fils chauds croisés. Les trois composantes de vitesse sont recueillies en deux séries de mesure (1^{ère} série : U et W , 2^{ème} série : U et V). On a pu ainsi tracer un champ de vitesses moyennes (figure 3.3). Un écoulement secondaire est clairement présent sous la forme d'un tourbillon de grande dimension, de vorticité positive en x , en accord avec les résultats précédents (visualisations et épaisseurs de couches limites). Les vitesses transversales sont importantes : $V_{max} = \pm 4\%$ de U_∞ et $-11.7\% < W < 1.4\%$ de U_∞ .

Avec un convergent 2D, on s'attend à trouver des petits tourbillons de coins dus aux couches limites qui se développent sur les parois latérales du convergent. Mais

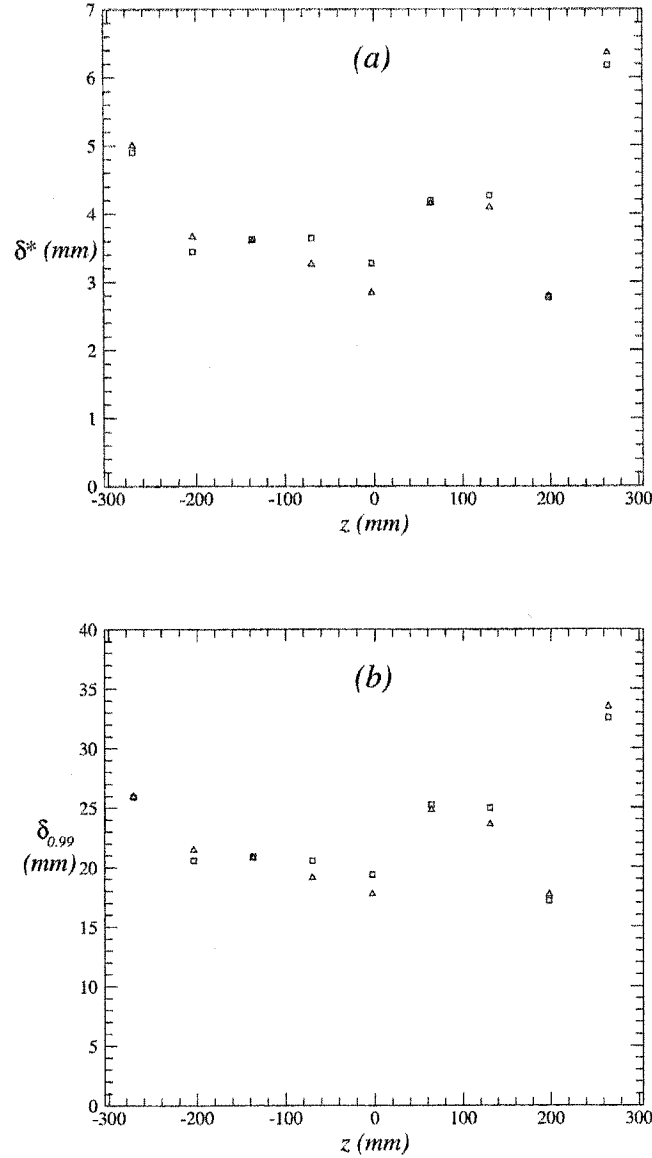


Figure 3.1: Paramètres de couche limite à $X = 483$ mm. (a) Épaisseur de déplacement; (b), épaisseur de couche limite. $\square$, essai 08; $\triangle$, essai 09.

dans notre cas, le tourbillon observé est de signe opposé et a des dimensions plus importantes. Sa provenance n'est donc pas évidente. Différents tests ont été effectués afin de tenter de la déterminer. Ces tests ont constitué en une série de modifications apportées à l'environnement de l'entrée, à la disposition des cadres et à l'étanchéité de ceux-ci et de la chambre de tranquillisation. La visualisation avec des brins de laine

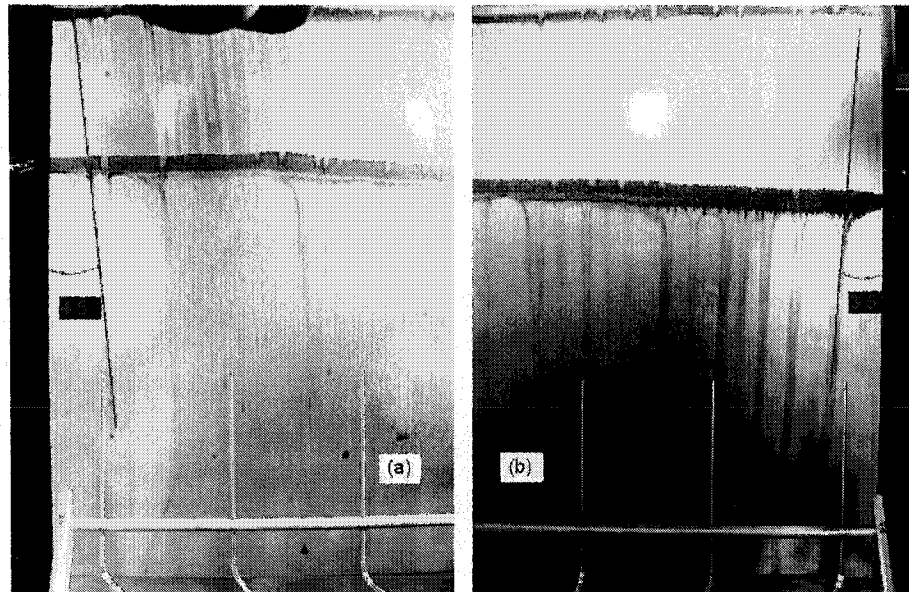


Figure 3.2: Visualisation à l'huile pigmentée. La direction de l'écoulement est du haut vers le bas. (a), côté des $z > 0$; (b), côté des $z < 0$

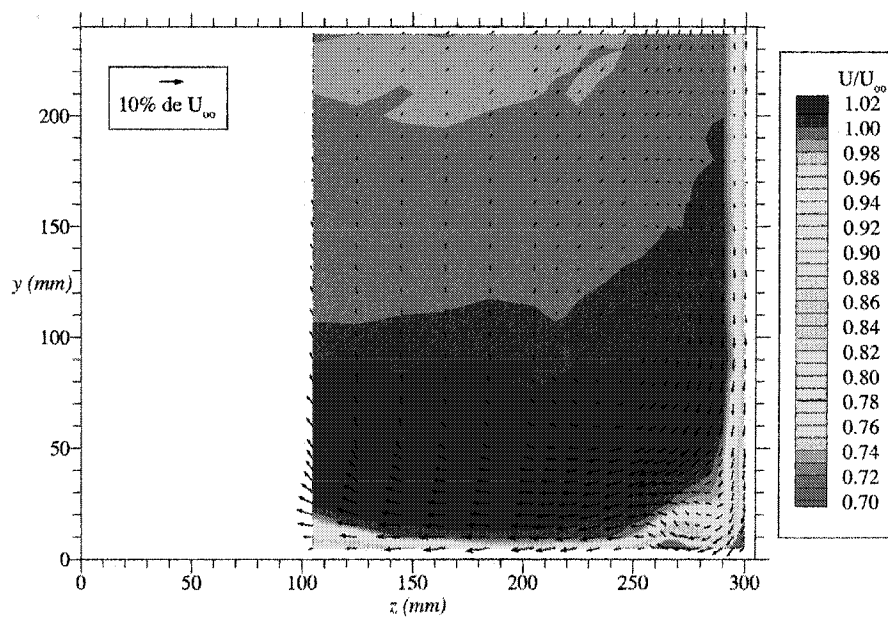


Figure 3.3: Champs de vitesse du coin à $X = 140$ mm, $z > 0$. Les axes du bas et de droite sont au niveau du plancher et de la paroi latérale droite.

au plancher a permis de faire une première validation des résultats de ces tests. Au final, on s'est aperçu que l'écoulement était très sensible à ces facteurs. Il s'est avéré nécessaire d'effectuer un travail approfondi sur l'entrée de la soufflerie (entrée, chambre de tranquillisation, convergent) avant de pouvoir envisager de travailler avec la section d'essai modifiée. La section suivante fait état des problèmes constatés, des solutions choisies et des résultats obtenus grâce à ces modifications.

3.2 Modifications de l'entrée de la soufflerie

3.2.1 Problèmes constatés

Toute la partie "entrée de la soufflerie" est réalisée en bois. Il s'agit de la chambre de tranquillisation, des cadres supportant le nid d'abeille et les grillages et du convergent. Ce matériau est très sensible à la température et au degré d'humidité, il s'est donc déformé et la géométrie des cadres et du convergent lui-même n'est plus la même qu'à l'origine.

L'ensemble chambre de tranquillisation - convergent s'est déformé. On peut, en effet, observer un vrillage et une inclinaison de la section entre l'entrée et la sortie de la chambre de tranquillisation ainsi qu'une légère concavité des parois latérales à l'entrée du convergent. Les cadres s'étant déformés, le passage d'un cadre à l'autre était marqué par des marches montantes ou descendantes importantes sur les parois. A certains endroits, les différentes parties des cadres s'étaient même écartées, créant ainsi des fentes par lesquelles du soufflage pouvait avoir lieu. Ce soufflage était facilité par la perte d'étanchéité de la porte et des parois de la chambre de tranquillisation. On a pu également constater que les grillages n'étaient plus tendus ou pas uniformément à cause de la déformation des cadres. De plus, certaines mailles étaient obstruées par de la peinture ou de la colle.

3.2.2 changements effectués

De nouveaux cadres ont été construits en utilisant un autre matériau, sensé être beaucoup moins sensible aux conditions climatiques que l'ancien. Le matériau utilisé est un

contre-plaqué composé de couches très fines. Les cadres sont conçus de façon à avoir une bonne rigidité, d'autant que l'épaisseur du contre-plaqué est de 2.54 cm (1po). Afin que la continuité de la paroi soit bonne entre les cadres, ceux-ci sont emboîtés les uns dans les autres grâce à des épaulements. Pour des raisons de continuité de paroi toujours, les passages de l'entrée de la chambre au premier cadre et du dernier cadre au convergent ont été poncés et finis avec du mastic puis repeints. De plus, pour que la section d'écoulement ne soit pas affectée par les défauts géométriques de la chambre de tranquillisation, les cadres ne sont plus posés sur son plancher mais sur une plaque indépendante appuyée au sol et ne touchent pas les parois de la chambre. En ce qui concerne l'étanchéité, il a été apporté beaucoup de soin à chacun des joints, l'écoulement s'avérant très sensible à la moindre fuite. Particulièrement, de la mousse à cellules fermées compose le joint entre le dernier cadre et le convergent, car des fuites à cet endroit provoquaient du soufflage auquel l'écoulement s'est avéré très sensible. La figure 3.4 montre le problème causé par un défaut d'étanchéité, le profil est très différent à $z = -70.8$ mm.

Les grillages ont été récupérés et débarrassés des dépôts de peinture et de colle avant d'être montés sur les cadres par le biais d'un système de tension. Avant, les grillages étaient juste serrés ou collés entre les deux parties du cadre, ce qui ne permettait aucun ajustement ultérieur de la tension. De plus le système de tension permet un montage plus aisé, en effet le grillage est monté détendu et la tension n'est appliquée qu'une fois les deux parties du cadres assemblées. L'ancien nid d'abeille en aluminium présentait des défauts (cellules écrasées, déformées) et a été remplacé par un nid d'abeille en plastique. Le dernier grillage qui était en tissu à maille très fine, n'est plus utilisé car il se détendait très rapidement. La disposition des grillages a également été revue en tenant compte le plus possible des recommandations de Watmuff [9], qui suggère un espace libre d'environ 200 largeurs de mailles après chaque grillage. La disposition actuelle est montrée à la figure 3.5. Une attention profonde a été portée à l'état de surface du plancher des cadres et du convergent afin d'éliminer toutes discontinuités (marche, aspérité, cavité) pouvant perturber la couche limite. La structure qui maintenait les grillages graissés à l'entrée de la chambre a été retirée. En effet, celle ci était mal conçue, des planches en haut et en bas empêchaient l'arrivée d'air du dessus et du dessous de la chambre et les montants situés juste devant l'entrée pouvaient être la cause de perturbations.

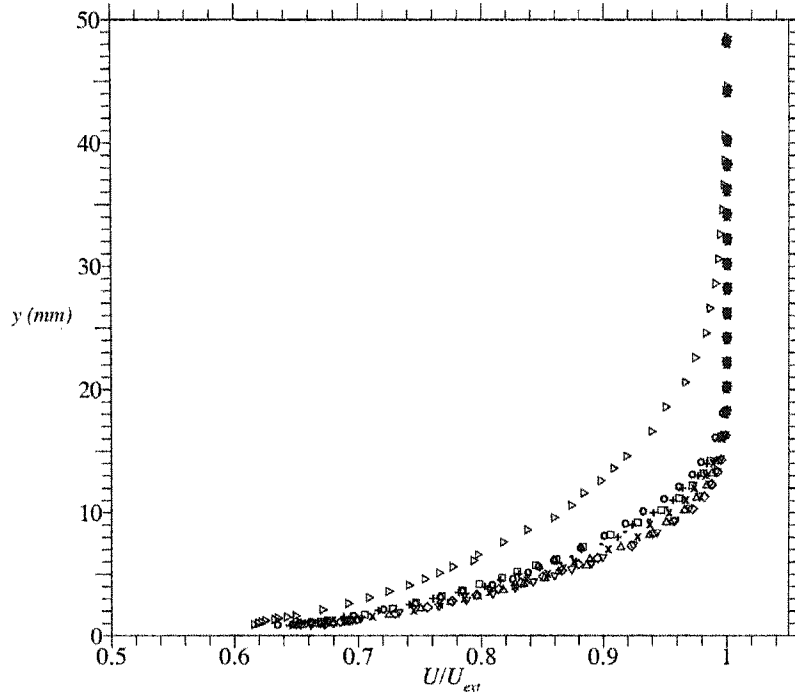


Figure 3.4: Profils de vitesse à $X = 483$ mm avant de poser le joint entre le dernier cadre et le convergent. U/U_{ext} est la vitesse normalisée par la vitesse de l'écoulement à l'extérieur de la couche limite. $\square$ $z = -204.8$ mm, $\triangle$ $z = -171.3$ mm, ∇ $z = -137.8$ mm, $\triangleright$ $z = -70.8$ mm, $\diamond$ $z = -3.8$ mm, $-$ $z = 63.2$ mm, $\circ$ $z = 130.2$ mm, $\times$ $z = 163.7$ mm, $+$ $z = 197.2$ mm

3.2.3 Résultats des modifications

Une fois les modifications effectuées, des visualisations par brins de laine semblaient montrer que le problème était corrigé. En effet, les fils scotchés au plancher n'avaient plus tendance à converger vers le centre de la soufflerie. Pour valider ce constat, le champ de vitesse du coin inférieur droit a été mesuré dans les mêmes conditions qu'à la section 3.1.3. La figure 3.6 montre qu'il n'y a plus l'écoulement secondaire important qu'on trouvait avant de modifier l'entrée. Les vitesses transversales sont beaucoup moins importantes : $V_{max} = \pm 3\%$ de U_∞ et $-0.5\% < W < 2.7\%$ de U_∞ , les valeurs maximales étant situées dans le coin. Une exploration du même type a été réalisée dans le coin inférieur gauche. Dans ce cas également, l'écoulement est 2D. La figure

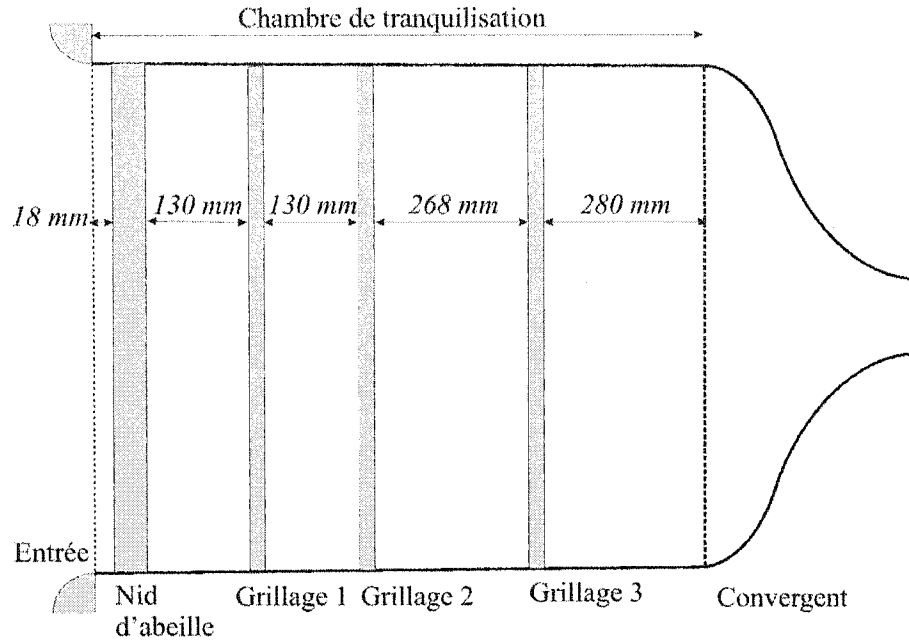


Figure 3.5: Nouvelle disposition des grillages. Les nombres de mailles par pouce sont, dans l'ordre de numérotation des grillages : 14, 20, 21. Les diamètres de fil des grillages sont : 0.22, 0.38, 0.26 mm.

3.7 présente les champs de vitesse dans les deux coins inférieurs. Ensuite, des profils de vitesse du même type qu'à la section 3.1.1 ont été réalisés pour s'assurer de la bidimensionnalité de la couche limite. La figure 3.8 montre les résultats obtenus dans un premier temps. On peut voir que la couche limite est beaucoup plus épaisse à la position du tube de Pitot 6 ($z = -70.8$ mm). Cependant, en comparaison, les épaisseurs caractéristiques sont plus faibles qu'avant les modifications et, mis à part la position $z = -70.8$ mm la couche limite est plus 2D dans la partie centrale de la section d'essai. Il s'est avéré qu'une fuite était à l'origine de l'épaisseur anormale de la couche limite dans la région du tube de Pitot 6 (voir section précédente), les résultats obtenus une fois l'étanchéité refaite sont montrés à la figure 3.8. La couche limite est bien 2D sur la partie centrale de la section d'essai, les profils de vitesses sont plus semblables.

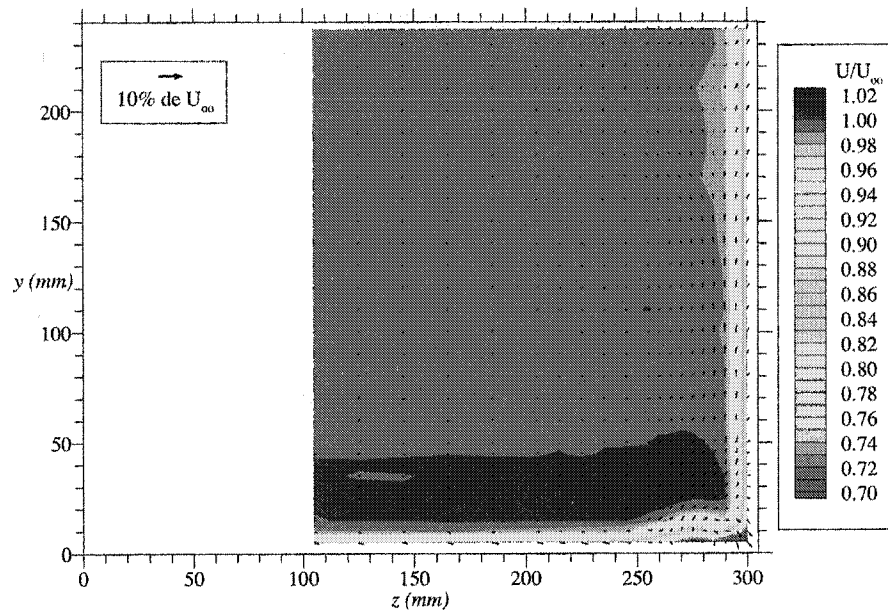


Figure 3.6: Champ de vitesse du coin à $X = 140$ mm, $z > 0$, après les modifications de l'entrée.

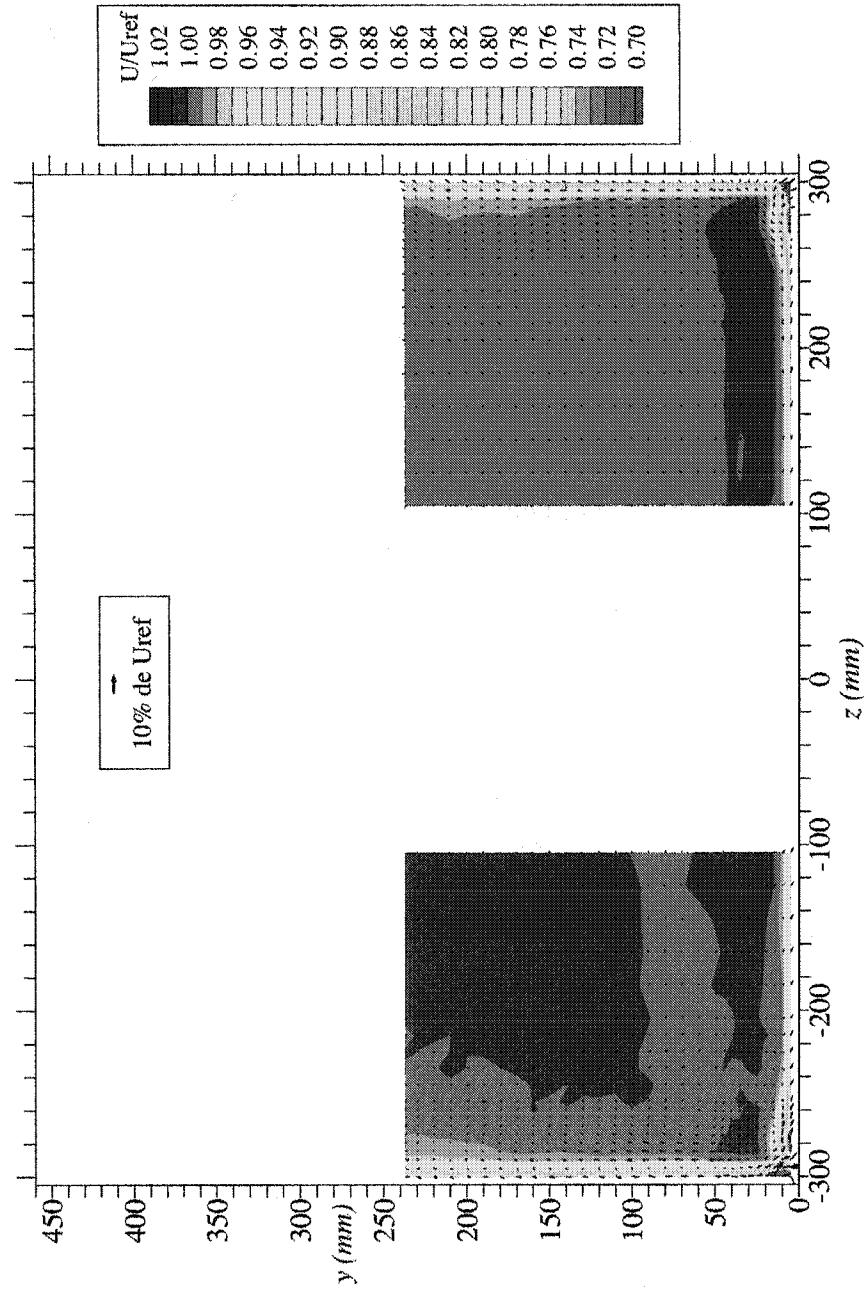


Figure 3.7: Champs de vitesse dans les coins inférieurs à $X = 140$ mm après les modifications de l'entrée.

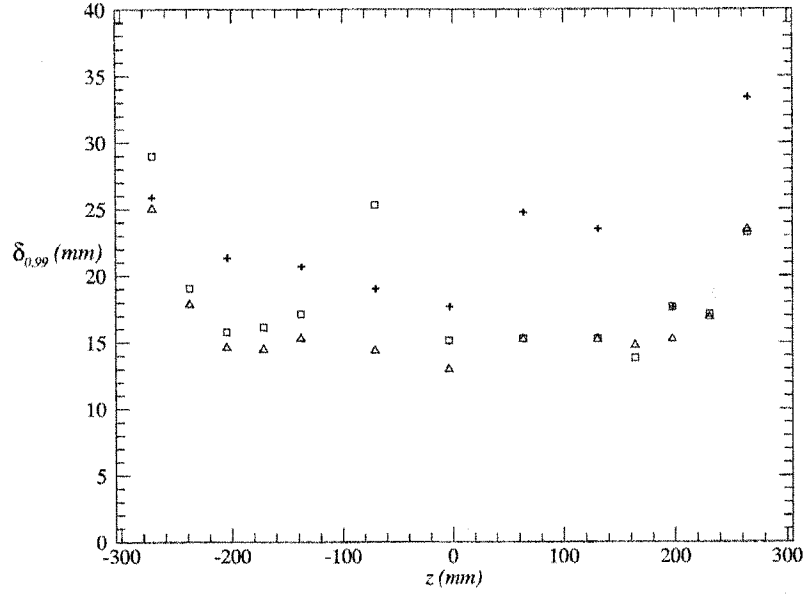


Figure 3.8: Épaisseur de la couche limite à $X = 483$ mm. +, avant modifications des cadres; □, après modifications des cadres, présence de fuites; △, après modifications des cadres, étanchéité refaite.

Le travail effectué sur l'entrée de la soufflerie a donc beaucoup amélioré la bidimensionalité en plus de diminuer l'épaisseur de la couche limite. Un problème subsiste pourtant. En effet, certains profils présentent une forme inattendue. C'est le cas, comme on peut constater sur la figure 3.9, des profils 4,5,8,9,10 qui présentent une survitesse pour des valeurs de y/δ entre 0.2 et 0.7. Le profil de vitesse de couche limite de type plaque plane calculé par Spalart [10] pour $Re_\theta = 1410$ est montré à titre de comparaison. Ces profils ne possèdent pas de zone de recouvrement (loi logarithmique) normalement présente sur les profils de couche limite de type plaque plane, ce qui de plus empêche le calcul du C_f par la méthode de Clauser. La section suivante présente les modifications supplémentaires réalisées pour améliorer la forme des profils.

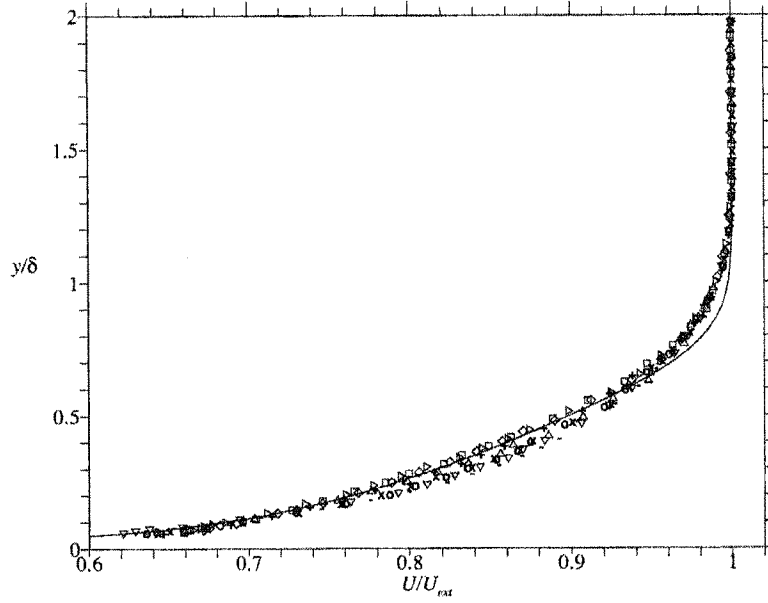


Figure 3.9: Profils de vitesse à $X = 483$ mm après les modifications de l'entrée de la soufflerie. U/U_{ext} est la vitesse normalisée par la vitesse de l'écoulement à l'extérieur de la couche limite. $\square$, $z = -204.8$ mm, Pitot 3; $\triangle$, $z = -171.3$ mm, Pitot 4; ∇ , $z = -137.8$ mm, Pitot 5; $\triangleright$, $z = -70.8$ mm, Pitot 6; $\diamond$, $z = -3.8$ mm, Pitot 7; $-$, $z = 63.2$ mm, Pitot 8; o , $z = 130.2$ mm, Pitot 9; x , $z = 163.7$ mm, Pitot 10; $+$, $z = 197.2$ mm, Pitot 11; $---$, Profil DNS [10] pour $Re_\theta = 1410$.

3.3 Transition, mise en place d'un déclencheur

Une exploration de la couche limite à la sortie du convergent à l'aide d'une sonde à fil chaud droit a permis de déterminer son état : laminaire ou turbulent. Cette exploration a été réalisée à l'aide d'un vernier qu'il était possible de placer à différentes positions z et permettant un déplacement fin en y pour s'approcher de la paroi. Le support de sonde (tige métallique) coulissait dans le vernier afin d'atteindre des stations X comprises entre -7 et -31.75 cm (situées en amont de la section d'essai : dans le convergent). La transition débute bien en amont de la section d'essai. En effet, à $X = -31.75$ cm on observe des ondes de Tollmien-Schlichting et déjà de petits spots turbulents. En $X = -7$ cm la couche limite est presque totalement turbulente, voir figure 3.10.

Afin de fixer la position de la transition un déclencheur a été installé au plancher du convergent en $X = -33$ cm. Il s'agit d'une rugosité 2D : un fil. Selon Schlichting [11], pour que la transition ait lieu au niveau du fil, il faut respecter la relation suivante.

$$\frac{k}{\delta_{1k}} = 1.3 \quad (3.1)$$

où k est le diamètre du fil et δ_{1k} est l'épaisseur de déplacement δ_1 au niveau du fil. Dans notre cas, elle est estimée à $\delta_{1k} = 0.86$ mm. Le diamètre du fil choisi est $k = 0.88$ mm, ainsi $k/\delta_{1k} = 1.02$. Ce qui situe, en théorie, la position de la transition très proche du fil. En pratique, 12 mm en aval du déclencheur, on constate effectivement que l'écoulement est complètement turbulent. La position de la transition est donc bien déterminée et est forcément la même pour toutes les positions z .

L'utilisation du déclencheur s'est avérée bénéfique pour la forme des profils. En effet, ceux-ci ne présentent plus de zone de survitesse inhabituelle et on peut observer une zone de recouvrement. La figure 3.11 montre l'amélioration due au déclencheur. Cependant cette amélioration s'est payée par une augmentation de l'épaisseur de la couche limite comme le montre la figure 3.12.

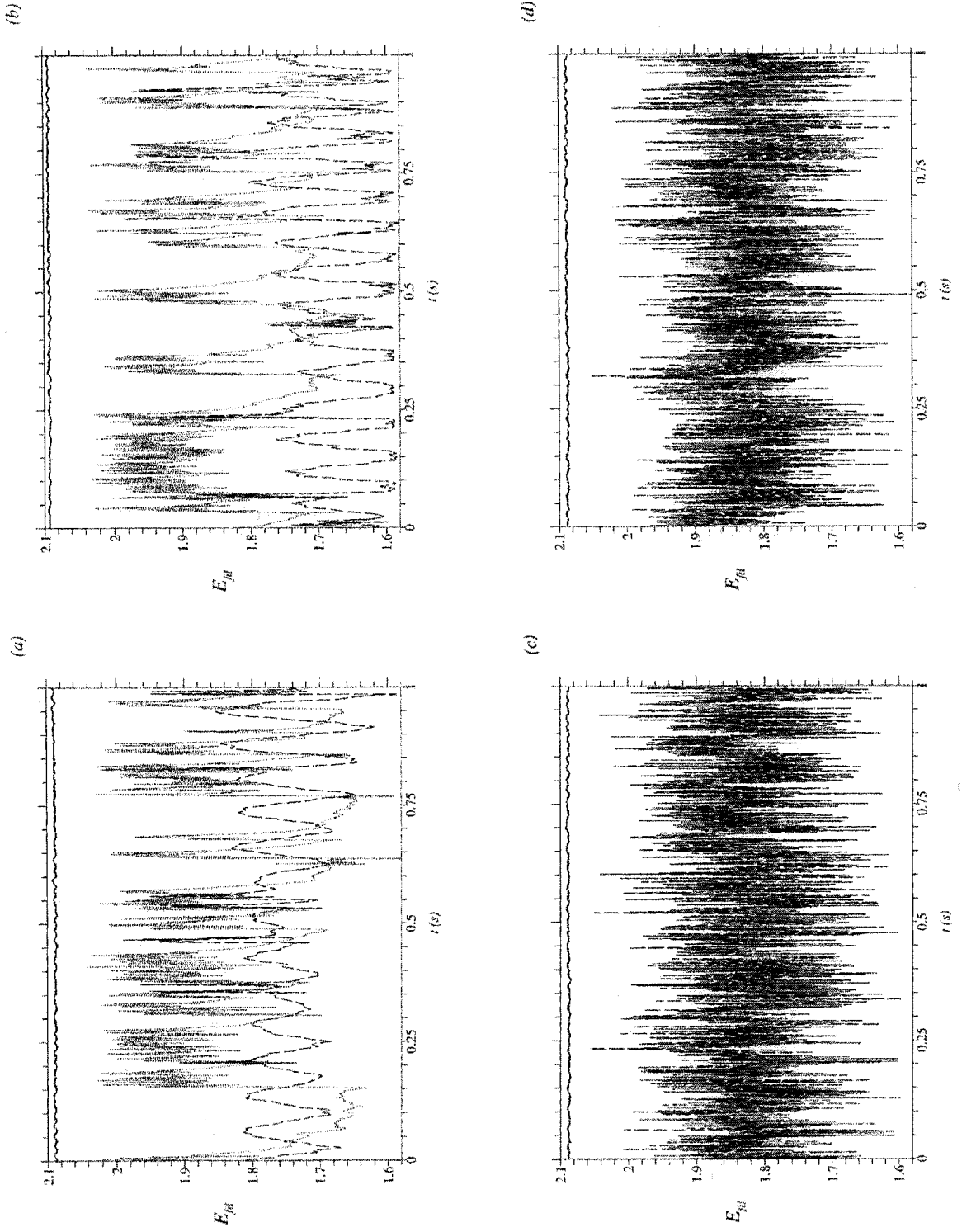


Figure 3.10: Tension du fil chaud. (a), $z = 96$ mm, sans déclencheur; (b), $z = -114$ mm, sans déclencheur; (c), $z = 96$ mm, avec déclencheur; (d), $z = -114$ mm, avec déclencheur. —, Hors de la couche limite; ---, $X = -31.75$ cm; ···, $X = -7$ cm.

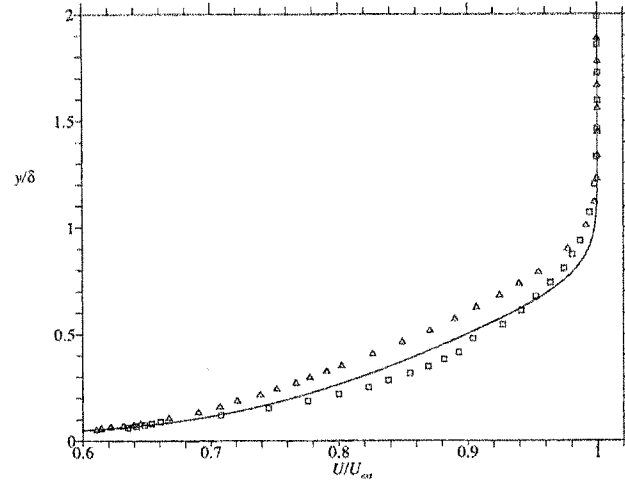


Figure 3.11: Profil de vitesse à $X = 483$ mm et $z = 63.2$ mm (Pitot 8) après modifications des cadres, effet du déclencheur. $\square$, sans déclencheur; $\triangle$, avec déclencheur; —, Profil DNS [10] pour $Re_\theta = 1410$. Une seule position z est montrée pour des raisons de clarté, le comportement aux autres positions est similaire.

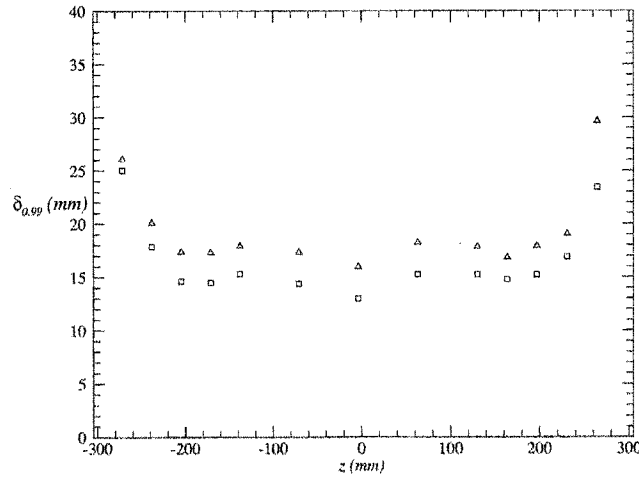


Figure 3.12: Épaisseur de la couche limite à $X = 483$ mm après modifications des cadres, effet du déclencheur. $\square$, sans déclencheur; $\triangle$, avec déclencheur.

3.4 Aspiration

Le système d'aspiration au plancher au début de la section d'essai a été utilisé aux différentes étapes des modifications effectuées pour tenter d'améliorer la qualité de la couche limite. Pour mesurer la vitesse d'aspiration, un tube Pitot-statique est installé dans la gorge du convergent de l'aspiration. Le rapport des sections au niveau de la fente d'aspiration et du tube Pitot-statique est de 3.83. La vitesse d'aspiration U_{asp} est alors donnée par

$$U_{asp} = \frac{1}{3.83} \sqrt{\frac{2\Delta P_{Pitot}}{\rho}} \quad (3.2)$$

Pour caractériser la vitesse d'aspiration, Hucho [12] utilise le paramètre C_Q^* défini par

$$C_Q^* = \frac{U_{asp} b}{U_\infty \delta_{x=0}^*} \quad (3.3)$$

où b est la largeur de la fente d'aspiration et $\delta_{x=0}^*$ l'épaisseur de déplacement au niveau de la fente d'aspiration. Selon lui, en plaque plane, on obtient une réduction de moitié de l'épaisseur de déplacement de la couche limite pour $C_Q^* = 3.5$. Dans notre cas, δ^* est estimée à partir des profils de vitesse de couche limite faits en aval. Par exemple, dans le cas avant les modifications de l'entrée, on a une épaisseur de déplacement moyenne de $\delta^* = 4.04$ mm en $X = 457.2$ mm. L'épaisseur de déplacement estimée avec l'évolution "plaque plane" à l'entrée de la section d'essai ($X = 0$) est $\delta^* = 3.04$ mm. Donc pour obtenir une réduction de moitié de l'épaisseur de déplacement ($C_Q^* = 3.5$), il faudrait une vitesse d'aspiration $U_{asp} = 2.67$ m/s. Cependant le système d'aspiration s'est avéré capable de fournir une vitesse d'aspiration maximum d'environ 2 m/s. Il a donc été utilisé à la vitesse maximum.

La figure 3.13 montre l'effet de l'aspiration sur l'épaisseur δ avant les modifications de l'entrée de la soufflerie. Alors que la figure 3.14 montre l'effet de l'aspiration après les modifications. L'effet de l'aspiration après ajout du déclencheur est montré à la figure 3.15.

En général, les effets constatés sont une diminution de l'épaisseur de la couche limite mais cette diminution n'est pas forcément uniforme. Le premier effet est bénéfique, car en réduisant l'épaisseur de la couche limite on se rapproche plus du cas simulé (couche limite sur l'extrados d'une aile). En revanche, la réduction de l'épaisseur n'étant pas

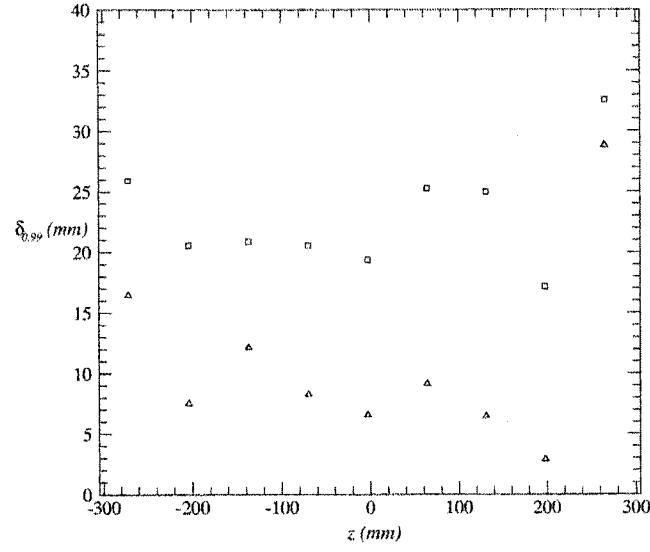


Figure 3.13: Épaisseur de couche limite $\delta_{0.99}$ avant les modifications de l'entrée à $X = 483$ mm, effet de l'aspiration. □, sans aspiration; △, avec aspiration.

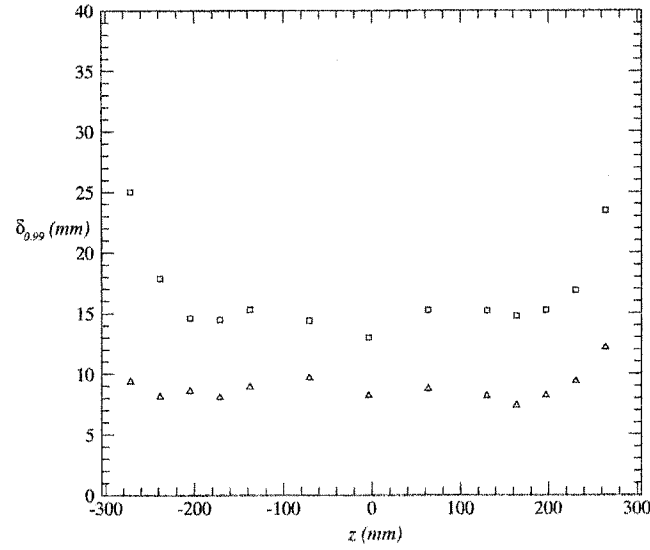


Figure 3.14: Épaisseur de couche limite $\delta_{0.99}$ après les modifications de l'entrée à $X = 483$ mm, effet de l'aspiration. □, sans aspiration; △, avec aspiration.

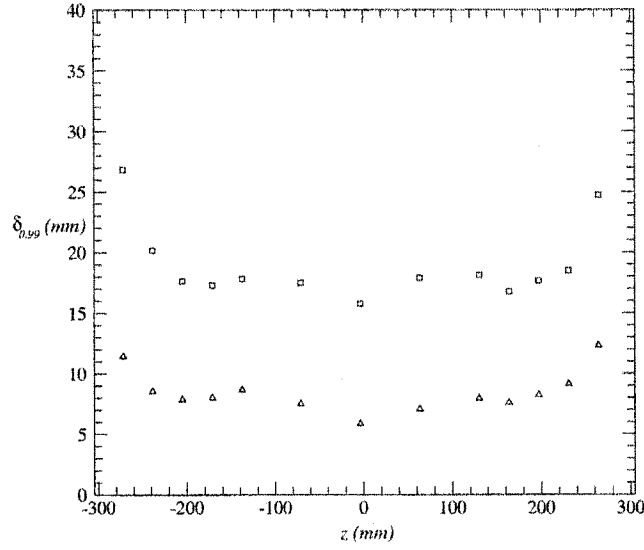


Figure 3.15: Épaisseur de couche limite $\delta_{0.99}$ avec déclencheur à $X = 483$ mm, effet de l'aspiration. □, sans aspiration; △, avec aspiration.

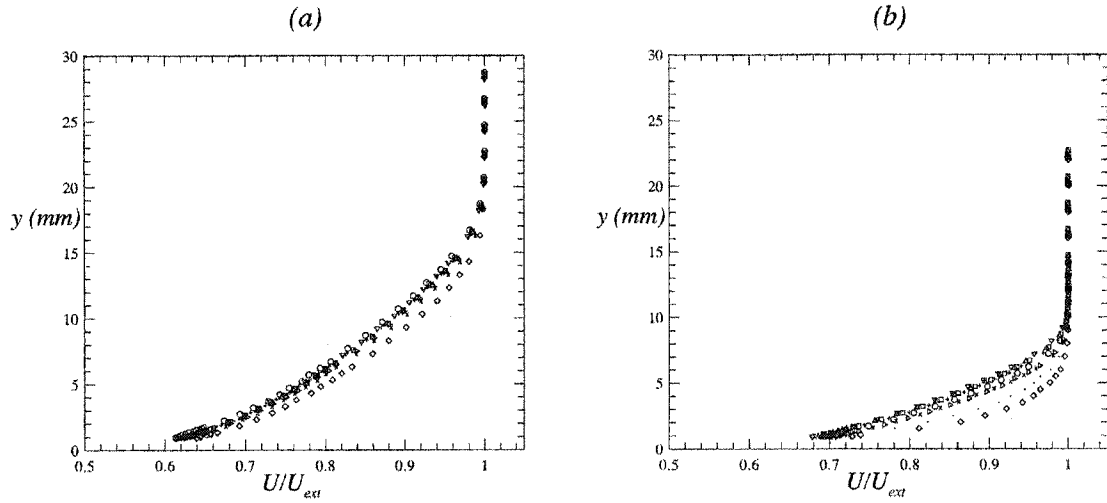


Figure 3.16: Profils de vitesse à $X = 483$ mm avec déclencheur. (a), sans aspiration; (b), avec aspiration. U/U_{ext} est la vitesse normalisée par la vitesse de l'écoulement à l'extérieur de la couche limite. □, $z = -204.8$ mm, Pitot 3; △, $z = -171.3$ mm, Pitot 4; ▽, $z = -137.8$ mm, Pitot 5; ▷, $z = -70.8$ mm, Pitot 6; ◇, $z = -3.8$ mm, Pitot 7; -, $z = 63.2$ mm, Pitot 8; o, $z = 130.2$ mm, Pitot 9; x, $z = 163.7$ mm, Pitot 10; +, $z = 197.2$ mm, Pitot 11.

identique à toutes les positions z , la bidimensionnalité est pénalisée. Dans le cas de la figure 3.14 l'épaisseur de la couche limite est effectivement diminuée. Cependant on retrouve encore la survitesse anormale pour $0.2 < y/\delta < 0.7$ constatée sans l'aspiration (section 3.2.3). Après l'ajout du déclencheur, en revanche, l'utilisation de l'aspiration rend la couche limite moins uniforme que sans aspiration, ceci est particulièrement visible sur l'allure des profils (figure 3.16).

3.5 Caractérisation de l'écoulement

Au vu des résultats présentés, la configuration a été choisie pour obtenir une couche limite la plus bidimensionnelle possible à l'entrée de la section d'essai non modifiée. Les modifications de l'entrée de la soufflerie ainsi que la présence du déclencheur se sont avérées bénéfiques. Le système d'aspiration ne sera pas utilisé malgré la diminution de l'épaisseur apportée, à cause de ses effets néfastes sur la bidimensionnalité. La figure 3.17 montre les évolutions transversales (en z) des différents paramètres de la couche limite. Deux essais sont présentés pour s'assurer de la répétabilité des mesures. En $z = -3.8$ mm, l'épaisseur de la couche limite est inférieure à celle des autres positions. Cette propriété est bien visible sur la figure 3.16a. Mais aucune amélioration supplémentaire n'a pu être apportée. Le niveau d'uniformité de la couche limite, nettement amélioré par les modifications réalisées, a été jugé suffisant pour la suite du projet.

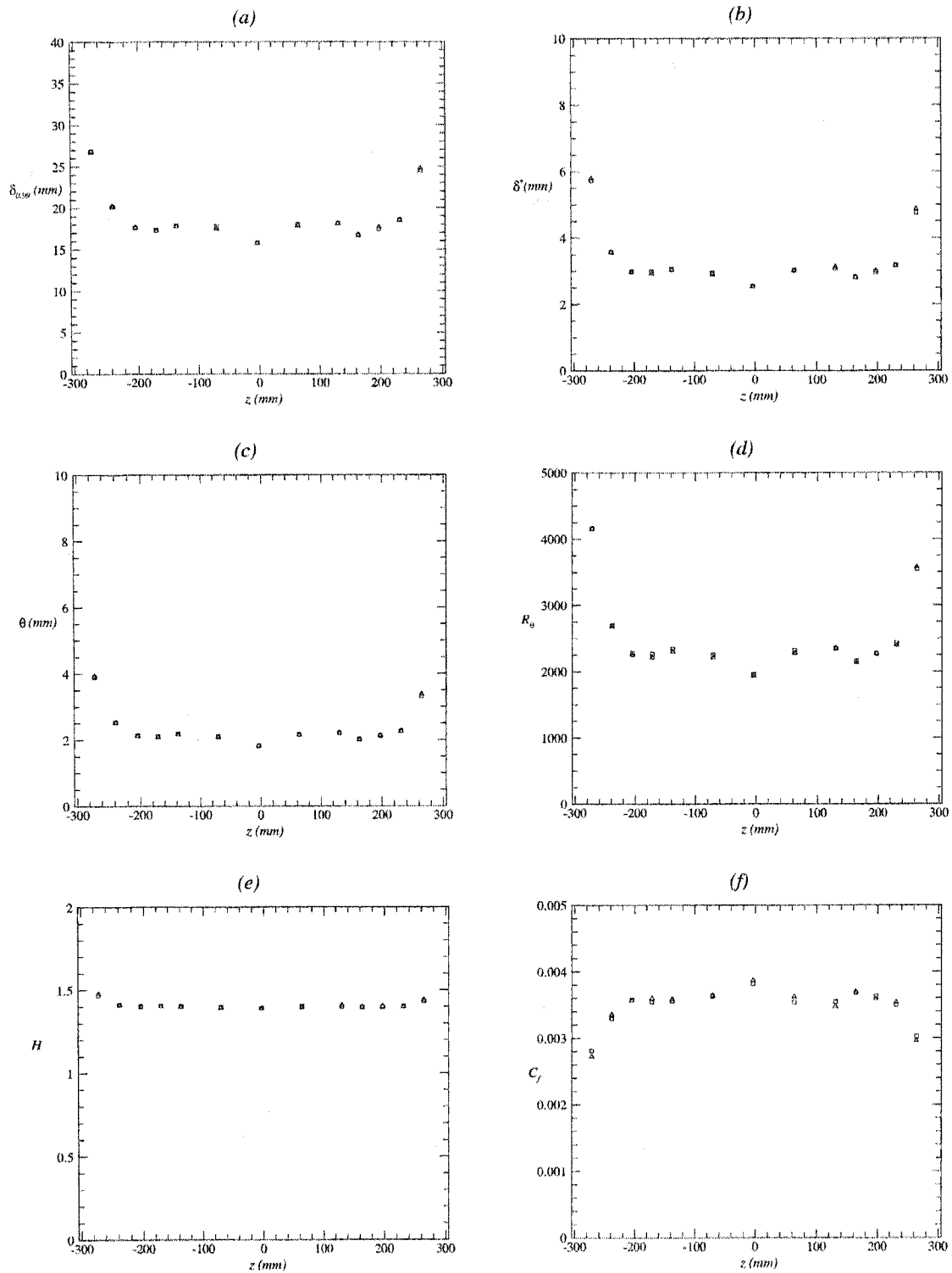


Figure 3.17: État de la couche limite à l'entrée de la section d'essai veine vide ($X = 483$ mm). (a), Épaisseur de couche limite; (b), épaisseur de déplacement; (c), épaisseur de quantité de mouvement; (d), nombre de Reynolds basé sur θ ; (e), paramètre de forme; (f), coefficient de frottement calculé par la méthode de Clauser. $\square$, Essai 06; $\triangle$, essai 07.

Chapitre 4

Vélocimétrie par image de particules, PIV

4.1 Introduction

Une mesure par vélocimétrie par image de particules (PIV) consiste à prendre deux photographies consécutives du plan de mesure à un intervalle de temps Δt connu. Des particules sont introduites dans l'écoulement pour le "matérialiser" et celles-ci reflètent la lumière du laser émise au moment de la photographie. Chaque image est subdivisée en plusieurs zones d'interrogation et pour chacune de ces zones, le déplacement moyen des particules Δx est calculé en faisant l'intercorrélation des deux portions d'image. Finalement, la vitesse de l'écoulement dans chaque zone est estimée selon la formule suivante :

$$U = \frac{\Delta x}{\Delta t} \quad (4.1)$$

Les particules d'ensemencement doivent donc bien suivre celles de l'écoulement car c'est leur vitesse qui est calculée et non celle de l'écoulement directement. Le résultat obtenu est un champ de vitesse instantanée. Les mesures PIV nécessitent donc plusieurs composantes (voir figure 4.1, schéma montrant un montage) :

- L'ensemencement, particules permettant de matérialiser l'écoulement.

- Le laser, permettant d'illuminer les particules dans le domaine de mesure au moment de la photographie.
- L'appareil photo, permettant d'acquérir les images.
- L'ordinateur, permettant le stockage et le traitement des données.
- Une unité de contrôle pour synchroniser tous les éléments.

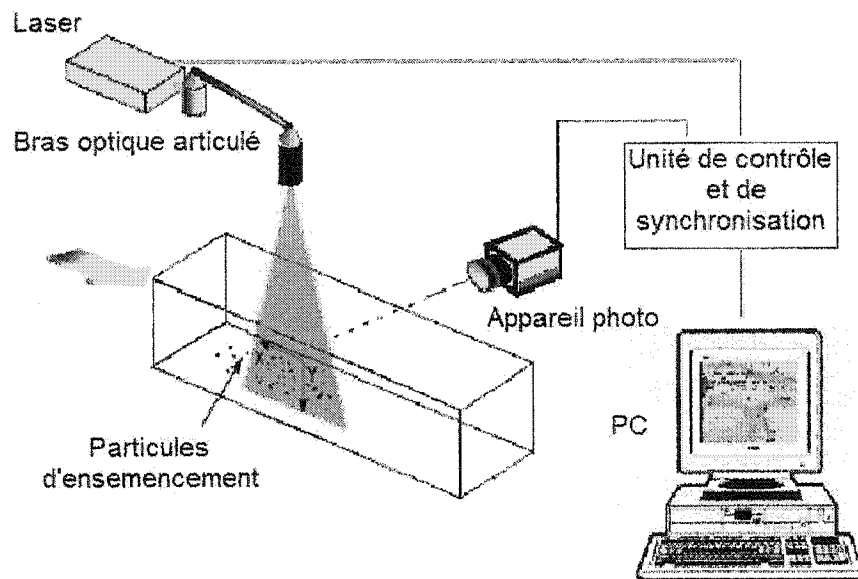


Figure 4.1: Schéma d'un montage PIV typique.

Cette technique de mesure a pour avantage de permettre l'acquisition simultanée des vitesses instantanées pour tout le domaine de mesure et ceci de manière non intrusive. En revanche, la vitesse est mesurée de manière indirecte car on mesure en fait la vitesse des particules et non de l'écoulement. Un autre inconvénient est la résolution temporelle très faible en comparaison à d'autres techniques telles l'anémométrie à fil chaud. Le but de ce chapitre n'est pas de faire une revue exhaustive de la théorie sur le PIV mais de décrire le matériel et les techniques utilisés lors de ma maîtrise.

4.2 Matériel

Le système acquis par le laboratoire de mécanique des fluides (fin 2002) est un système commercial de chez Dantec Dynamics. Les différentes parties du système sont décrites dans cette section.

4.2.1 Ensemencement

Le système d'ensemencement est un générateur de brouillard *SAFEX* qui vaporise de l'huile en très petites gouttelettes. Trois différentes huiles ont été utilisées (voir tableau 4.1). Finalement, la SUPER (SPEZIAL) s'est avérée être le choix permettant le meilleur ensemencement au niveau de la durée et de la densité du brouillard.

Type d'huile	Taille moyenne (μm)	Durée (min)
SUPER	1.004	30 à 60
NORMAL	1.068	10 à 30
EXTRA CLEAN	Non disponible	10 à 30

Tableau 4.1: Les différentes huiles utilisées pour l'ensemencement. Données extraites du manuel d'utilisateur [13]

L'ensemencement s'est révélé être le paramètre le plus sensible lors des acquisitions. En effet, il est très difficile d'obtenir un ensemencement homogène et suffisamment dense dans tout le domaine de mesure. La solution retenue quant à la position du générateur est de le placer sous le moteur, à la sortie de la soufflerie et d'ensemencer toute la salle de manière homogène. En plaçant le générateur à l'entrée de la soufflerie, la consommation d'huile est réduite, mais il est alors très difficile d'ensemencer toute la zone de mesure de manière homogène pendant un temps suffisamment long pour réaliser les acquisitions.

4.2.2 Laser et bras optique.

Le laser utilisé est de type Nd:Yag à fréquence doublée. La longueur d'onde du faisceau est donc 532 nm. Pour pouvoir fournir deux rayons à un intervalle de temps très court, le laser est muni de deux cavités. La fréquence maximum de répétition des paires d'impulsions est de 15 Hz. L'énergie maximum délivrée est de 120 mJ. Un atténuateur permet de régler cette puissance à la valeur désirée pour les acquisitions (figure 4.2). Des lentilles cylindriques permettent de former une tranche lumineuse à partir du rayon cylindrique du laser. Il y a deux lentilles différentes, une avec un angle de divergence de 30° et la seconde avec un angle de divergence de 60° . La première fut utilisée pour toutes les mesures présentées dans ce mémoire. L'épaisseur de la tranche peut être ajustée d'environ 1 mm à 1.5 cm. Un bras optique articulé permet de positionner la tranche laser au niveau du plan de mesure. Ce bras est posée sur une base fixée sur le même support que le laser.

L'alignement des deux faisceaux laser a été réalisé avec du papier photographique. Il s'agissait de s'assurer que les deux rayons impriment le papier au même endroit à la fois en champ lointain (≈ 3 m de la sortie du laser) et en champ proche (à quelques centimètres de la sortie). Le réglage s'effectue en ajustant la position des miroirs situés sous le capot protecteur. Ce réglage est sensé ne pas bouger dans le temps. En revanche, il est nécessaire de faire un ajustement du miroir situé dans la base du bras et ceci pour chaque nouvelle position du bras. Ce réglage s'effectue à l'aide des deux vis situées dans la base. Il faut veiller à ce que les deux tranches laser ne soient pas tronquées.

4.2.3 Appareil photographique

Afin de pouvoir faire des acquisitions PIV stéréoscopiques, permettant d'obtenir les trois composantes de la vitesse, le système comprend deux appareils photos numériques. Ce sont des *80C60 HiSense PIV/PLIF camera* munis de capteurs CCD de 1280×1024 pixels. Ces appareils permettent de prendre deux prises de vue à un intervalle de temps très petit ($\Delta t_{min} = 0.2\mu s$), et la fréquence maximum d'acquisition de paires d'images est de 4.5 Hz. C'est cette fréquence qui limite la fréquence d'acquisition du système PIV. Celle-ci est due au temps de transfert des images. Les appareils *HiSense* sont connectés à un contrôleur faisant l'interface entre eux et l'unité de contrôle (*SystemHub*).

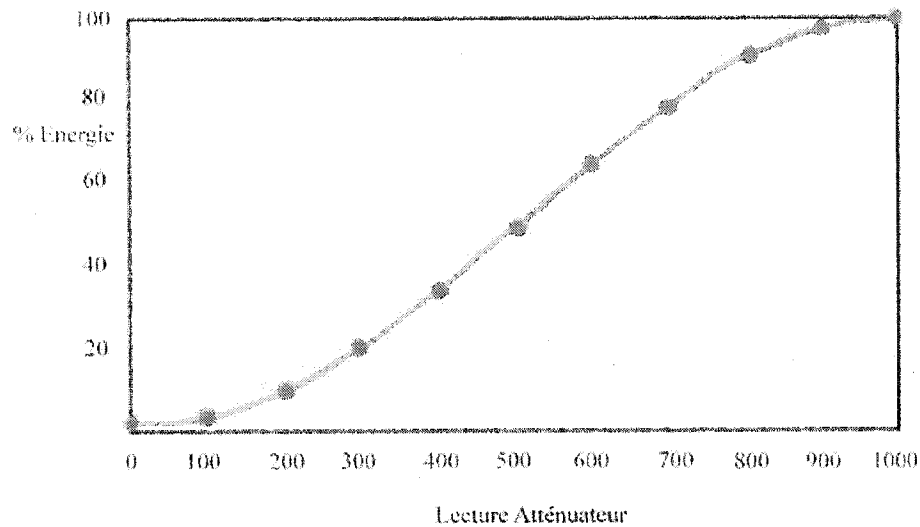


Figure 4.2: Réglage de l'atténuateur.

Un adaptateur est utilisé pour monter des lentilles optiques sur les appareils. Deux types de lentille sont disponibles au laboratoire. Il s'agit d'une *Nikon AF Micro-Nikkor 60 mm* et d'une *Nikon AF Nikkor 28 mm*. La seconde permet d'avoir un plus grand champ de prise de vue. Les deux types ont été utilisés, dépendamment de la position et de la taille de la zone de mesure désirée.

Pour les mesures PIV stéréoscopiques, les caméras sont montées sur des supports spéciaux permettant de satisfaire la condition de Scheimpflug, c'est à dire que les plans du capteur CCD, de la lentille optique et de mesure doivent se couper en un même point.

Les caractéristiques détaillées sont données dans les manuels d'utilisateur fournis par *Dantec Dynamics* [14].

Les appareils photos nécessitent un étalonnage afin de déterminer le facteur d'échelle (scale factor) qui correspond au rapport dimensions dans le plan objet / dimensions dans le plan image. Pour réaliser cet étalonnage on positionne une cible de dimensions connues dans le plan de mesure et on la photographie. Les dimensions sont ensuite indiquées dans *FlowManager* qui calcule le facteur d'échelle. Lors de mesures PIV stéréoscopiques, il est nécessaire de prendre des photographies de la cible à plusieurs positions parallèles au plan de mesures. Ainsi, l'étalonnage est réalisé non seulement pour les deux directions dans le plans, mais aussi pour la direction perpendiculaire au

plan.

4.2.4 SystemHub

Le *FlowMap SystemHub* est l'unité de contrôle qui permet de synchroniser l'acquisition et qui fait le lien entre l'ordinateur et les systèmes d'acquisition. C'est elle qui gère le déclenchement du laser et des caméras. Elle est munie, dans notre cas d'une mémoire interne (LIFO) de 1.5 Go qui permet d'acquérir un grand nombre de paires d'images en un temps réduit (560 paires d'images peuvent y être stockées en PIV 2D). De plus une carte réseau rapide (1 Gb/s) permet un transfert accéléré des images entre le *SystemHub* et l'ordinateur alors que la carte traditionnelle (100 Mb/s) est utilisée pour le contrôle. Pour acquérir plus de paires d'images il faut effectuer plusieurs acquisitions d'un bloc ("burst") plutôt qu'une seule acquisition composée de plusieurs blocs car la fonction permettant de vider le LIFO entre les blocs ne fonctionne pas actuellement. A titre d'exemple, une acquisition de 1000 images (5×200) dure environ 7 minutes.

4.2.5 Ordinateur

L'ordinateur utilisé pour le contrôle du *SystemHub* et le traitement de données est un PC *DELL Precision 350*. Le processeur est un *Intel Pentium IV 2.4 GHz* avec 1 Go de mémoire vive. Le système d'exploitation est *Microsoft Windows 2000 SP 3*. L'ordinateur est muni de deux cartes réseau 100 Mb/s, une pour la connexion au réseau de l'université et l'autre pour le contrôle du *SystemHub* ainsi qu'une carte 1 Gb/s pour l'importation des images. Le laboratoire s'est pourvu de trois autres appareils identiques ce qui permet d'accélérer le traitement de données en partageant l'analyse sur tous les PC. Le programme de contrôle et d'analyse est *Dantec FlowManager*. La dernière version utilisée est la version 4.20.25.

4.3 Traitement des données

4.3.1 Intercorrélation

Le traitement des images est réalisé avec le logiciel *FlowManager*. Il s'agit de faire l'intercorrélation entre les deux images d'une paire. Dans la majorité des mesures, la méthode utilisée est la corrélation adaptative (adaptive correlation). Cette méthode est plus précise qu'une simple intercorrélation pour laquelle les fenêtres d'interrogations sont à la même position sur les deux images. La corrélation adaptative permet de décaler la zone d'interrogation de la seconde image. Ce décalage spatial est déterminé par plusieurs itérations d'intercorrélation avec des zones d'interrogation plus grandes si nécessaire. Dans notre cas, deux itérations sont effectuées avec une taille de zone d'interrogation de 128×128 pixels² et une troisième avec une taille de 64×64 pixels² afin de déterminer le décalage à donner à la seconde zone d'interrogation. Une validation de ce décalage est réalisé par "Moving average" (voir section 4.3.2) entre chaque itération. Puis un passage final avec une zone d'interrogation de 64×64 pixels² permet de trouver le déplacement moyen dans chaque zone d'interrogation. Une fenêtre de pondération gaussienne ($k = 0.71$) est appliquée sur chaque zone d'image avant la FFT (Window function). Le but de ce filtre est de supprimer les particules fantômes (créées par le caractère cyclique de la FFT). Étant donné que cette fenêtre entraîne une perte d'information sur les côtés de la zone d'interrogation, on utilise un chevauchement (overlap) de 50% des zones d'interrogation. La fonction de pondération est donnée par

$$W(m, n) = \exp \left[- \left(\frac{1}{k} \right)^2 \left(\left(\frac{2m}{M} \right)^2 + \left(\frac{2n}{N} \right)^2 \right) \right] \quad (4.2)$$

où (M, N) sont les dimension de la zone d'interrogation et (m, n) les coordonnées des pixels, $(m, n) = (0, 0)$ étant le centre de la zone. Un autre filtre est appliqué, cette fois ci après la corrélation, avant la FFT inverse et la détection du pic de corrélation. Il s'agit d'un filtre passe-bas gaussien ($k = 3$) décrit par

$$W(u, v) = \begin{cases} 0 & \text{pour } (u, v) = (0, 0) \\ \exp \left(-k^2 \frac{u^2 + v^2}{U \cdot V} \right) & \text{ailleurs} \end{cases} \quad (4.3)$$

où (u, v) sont les fréquences spatiales et (U, V) la taille du domaine fréquentiel. Ce filtre permet de réduire le bruit haute fréquence et d'élargir le pic de corrélation. Cette

dernière propriété est utile car la méthode utilisée pour trouver la position du pic nécessite un pic suffisamment large. Cette méthode (Subpixel interpolation) superpose une courbe gaussienne sur les données pour interpoler les largeur, hauteur et position du pic de corrélation. Ensuite le déplacement est converti en vitesse pour chaque zone d'interrogation et on obtient un champ de vitesse instantanée. La figure 4.3 résume les traitements effectués sur les images pour obtenir la vitesse.

4.3.2 Validations

Plusieurs méthodes de validation de la vitesse obtenue ont été utilisées, certaines effectuées directement avec *FlowManager*, une autre avec *Matlab*.

Pour les premières mesures, la validation utilisée était le “Moving average”. Cette méthode calcule pour chaque zone la vitesse moyenne dans son entourage (3×3 zones dans notre cas) et si l'écart entre la vitesse de cette zone et la moyenne est supérieur à un critère k , le vecteur est rejeté et substitué par la valeur moyenne. Le critère k est donné par :

$$k = \alpha \max_{x,y} \|v(x, y) - \bar{v}(x, y)\| \quad (4.4)$$

où α est fixé par l'utilisateur (0.1 dans notre cas) et (x, y) sont les coordonnées des vecteurs dans le champ de vitesse. Ce critère est donc basé sur l'écart maximum dans un champ instantané entre les vecteurs et la moyenne de leur voisinage. Cette méthode a été abandonnée car elle agit en fait comme un filtre et n'est pas basée sur les propriétés de l'écoulement mais sur celles de chaque champ instantané. Par exemple, un champ instantané dans lequel il y a un point pour lequel la vitesse est très grande (du à une erreur de corrélation : outlier) ne verra que quelques-uns de ses vecteurs modifiés. Alors qu'un champ de vecteurs dans lequel il n'y a pas d'outlier, verra un grand nombre de ses vecteurs modifiés (car k sera petit) alors qu'ils étaient corrects. De plus, parce que le critère est un critère relatif et non absolu, la validation “Moving average” appliquée à répétition sur un champ de vitesse, aboutirait à des variations linéaires partout dans le champ. L'effet de filtrage est donc trop important si le domaine de 3×3 zones est plus grand que les plus petites échelles énergétiques de l'écoulement, ce qui est presque toujours le cas. Cet effet est clairement visible sur les tensions de Reynolds. Il ne s'agit donc pas d'une méthode qui converge vers un champ physiquement réaliste et le choix

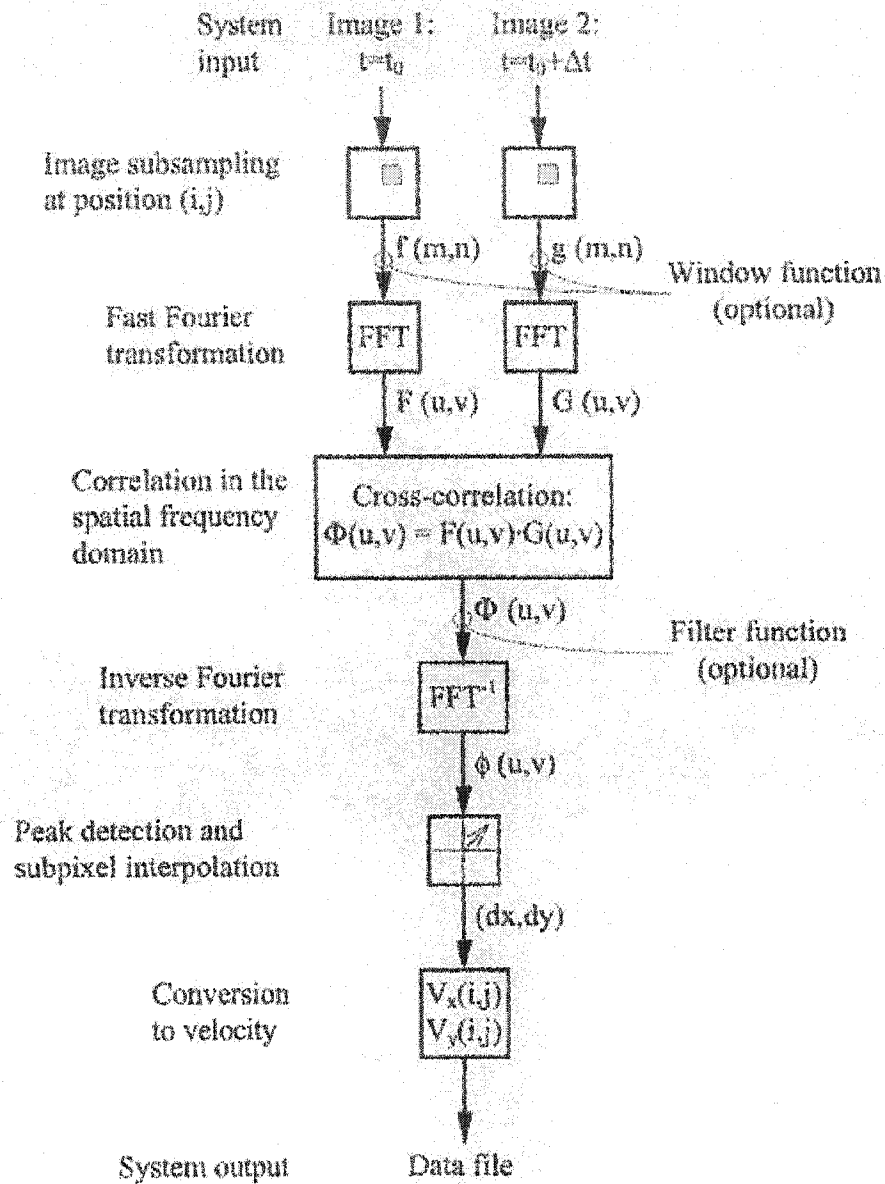


Figure 4.3: Traitement de données, intercorrélacion.

des paramètres est totalement arbitraire. Cette méthode n'est donc pas appropriée. Une autre méthode de validation disponible dans *FlowManager* est le "Range validation". Cette méthode rejette tous les vecteurs dont les composantes dépassent les limites fixées par l'utilisateur. Cette méthode est plus appropriée que la précédente pour ne retirer que les vecteurs qui ne sont pas physique (outliers). En revanche elle

nécessite d'être prudent en fixant les limites pour ne pas retirer de "bons" vecteurs et pour retirer tous les outliers. Cette méthode a été utilisée pour les mesures ayant servi à vérifier la bidimensionnalité de l'écoulement.

La dernière méthode utilisée est un script *Matlab* exécuté à partir de *FlowManager*. En entrée, il reçoit tous les champs de vecteurs instantanés et en sortie, il fournit une matrice des données statistiques en chaque point (vitesses moyennes, écart-types, coefficient de corrélation, nombre de vecteurs validés) et laisse les données modifiées dans l'espace de travail *Matlab* pour l'exécution d'autres scripts (section 4.3.3). Pour chaque position (x,y) dans le plan de mesure, les statistiques (moyennes, écart-types) sont calculées à partir de tous les champs instantanés. Ensuite pour tous les champs instantanés et pour chaque position, l'écart entre la vitesse instantanée et la vitesse moyenne à cette position est calculé et si celui-ci dépasse un certain nombre de fois l'écart-type, le vecteur est rejeté (son statut passe de 0 à 1). Les statistiques sont à nouveau calculées avec les vecteurs validés seulement. Ce script (*ecarttype.m*) a été réalisé par Étienne Pelletier, étudiant de premier cycle.

Cette dernière méthode est la plus appropriée car elle se base sur le comportement local de l'écoulement. Elle est utilisée sur les données présentées à la section 5.5.3, le critère choisi est 5 fois l'écart-type.

4.3.3 Calculs

FlowManager permet de calculer le champ de vitesse moyen à partir des champs instantanés. Il dispose d'autres possibilités telles que le calcul de vorticité et des lignes de courant et un lien vers *Matlab* permettant d'utiliser des scripts de calculs divers comme le script de validation *ecarttype.m*. Les résultats PIV présentés au chapitre 5 ont été calculés avec les scripts *ParamGlobaux.m* et *coefretour.m*, réalisés par l'auteur.

Le premier (*ParamGlobaux.m*) permet, à partir des statistiques sur une acquisition calculées par *FlowManager* ou par le script *ecarttype.m*, de calculer plusieurs paramètres de couche limite. Il y a en fait deux fichiers de sortie. Le premier (*Param xxx.dat*) regroupe ces paramètres. En fonctions de la position X , on trouve la vitesse à l'extérieur de la couche limite (U_{ext}), l'épaisseur de couche limite (δ), l'épaisseur de déplacement (δ^*), l'épaisseur de quantité de mouvement (θ), le facteur de forme (H) et le coefficient de frottement (C_f). La vitesse extérieure est calculée en faisant la moyenne

des vitesses pour les positions y supérieures à la position limite y_l pour laquelle $0.995 \times U_l \leq U_{l+1} \leq 1.005 \times U_l$ et $0.995 \times U_l \leq U_{l+2} \leq 1.005 \times U_l$. L'épaisseur de couche limite est déterminée comme étant la première position y pour laquelle $U \geq 0.99 \times U_{ext}$. La résolution spatiale sur la détermination de δ est donc égale à l'espacement des zones d'interrogation. L'évolution de δ se fait donc par plateaux. δ^* et θ sont calculées en résolvant numériquement les intégrales suivantes :

$$\delta^* = \int_0^\delta \left(1 - \frac{U}{U_{ext}}\right) dy \quad (4.5)$$

$$\theta = \int_0^\delta \frac{U}{U_{ext}} \left(1 - \frac{U}{U_{ext}}\right) dy \quad (4.6)$$

et le paramètre de forme par

$$H = \frac{\delta^*}{\theta} \quad (4.7)$$

La précision sur le calcul de ces paramètres n'est pas très bonne car on dispose de peu de points près de la paroi. Le premier point au dessus de la paroi est situé à environ $y/\delta = 0.15$ ($y \approx 2.5$ mm) pour les mesures les plus en amont et $y/\delta = 0.05$ ($y \approx 4.5$ mm) en aval. Une interpolation linéaire est utilisé pour le calcul de l'intégrale entre la paroi et le premier point. Le coefficient de frottement (C_f) est calculé par la loi de frottement de Ludwig – Tillmann [15] (équation 4.8) car il n'a pas été mesuré. Puisqu'il s'agit d'une couche limite soumise à un fort gradient de pression adverse et qui décolle, les C_f obtenus avec les mesures effectuées ne sont pas satisfaisants et n'ont donc pas été exploités.

$$C_f = 0.246 \times 10^{-0.678H} R_\theta^{-0.268} \quad \text{où} \quad R_\theta = \frac{U_{ext}\theta}{\nu} \quad (4.8)$$

Le second fichier de sortie du script (Res xxx.dat) contient pour chaque coordonnées du plan toutes les valeurs statistiques normalisées par différentes grandeurs. Le tableau 4.2 présente les variables présentes dans ce fichier. Pour les normalisations en variables de paroi, le C_f utilisé est le même que précédemment. Les données normalisées en variables de paroi n'ont donc pas été exploitées.

Le second script réalisé (coefretour.m) permet le calcul du coefficient d'écoulement de retour (χ). Il nécessite, en entrée, tous les champs de vitesse instantanée et fournit en sortie, pour chaque position (x, y) dans le plan de mesure, la valeur de χ et le nombre

X (mm)					
y (mm)	$\frac{y}{\delta}$	$\frac{y}{\delta^*}$	$\frac{y}{\theta}$		
U (m/s)	$\frac{U}{U_{ext}}$	U^+			
V (m/s)	$\frac{V}{U_{ext}}$				
$\frac{\sqrt{\langle u'^2 \rangle}}{U}$	$\frac{\sqrt{\langle u'^2 \rangle}}{U_{ext}}$	$\frac{\langle u'^2 \rangle}{U^2}$	$\frac{\langle u'^2 \rangle}{U_{ext}^2}$	$\frac{\sqrt{\langle u'^2 \rangle}}{U_\tau}$	$\frac{\langle u'^2 \rangle}{U_\tau^2}$
$\frac{\sqrt{\langle v'^2 \rangle}}{U}$	$\frac{\sqrt{\langle v'^2 \rangle}}{U_{ext}}$	$\frac{\langle v'^2 \rangle}{U^2}$	$\frac{\langle v'^2 \rangle}{U_{ext}^2}$	$\frac{\sqrt{\langle v'^2 \rangle}}{U_\tau}$	$\frac{\langle v'^2 \rangle}{U_\tau^2}$
$\frac{\langle u'v' \rangle}{U^2}$	$\frac{\langle u'v' \rangle}{U_{ext}^2}$	$\frac{\langle u'v' \rangle}{\sqrt{\langle u'^2 \rangle} \sqrt{\langle v'^2 \rangle}}$	$\frac{\langle u'v' \rangle}{U_\tau^2}$		

Tableau 4.2: Les différentes variables et normalisations du fichier de sortie Res xxx.dat

de vecteurs valides à cette position. Le coefficient d'écoulement de retour est défini comme la fraction du temps pendant laquelle l'écoulement va vers l'aval. Dans notre cas c'est, pour chaque position, le pourcentage de réalisations valides pour lesquelles l'écoulement va vers l'aval. Le nombre de vecteurs valides, quant à lui, est calculé en comptabilisant les vecteurs dont le statut est différent de 1 (rejeté).

4.4 Résultats typiques

Dans cette section, les différents types de résultats issus des mesures PIV sont présentés. Ceux-ci sont utilisés dans le chapitre 5 pour la validation et la caractérisation de l'écoulement.

4.4.1 Champs de vitesse

Le résultat brut d'une acquisition PIV est une paire d'images. La figure 4.4 présente un exemple d'image PIV. Le contraste et la luminosité ont été ajustés afin que les particules soient plus faciles à voir. Comme il est décrit à la section 4.3.1, l'intercorrélacion de ces deux signaux permet d'obtenir un champ de vitesse instantané. La figure 4.5 montre quatre exemples de champs instantanés et la figure 4.6 montre le champ de vitesse moyenne correspondant obtenu à partir de 1000 champs instantanés de ce type.

Il est aussi possible de visualiser le nombre de vecteurs valides à chaque position du

plan de mesure. Ceci permet de vérifier si les données sont utilisables et où sont les zones qui posent problème. Sur la figure 4.7, on voit une zone au centre où il y a moins de vecteurs valides. Une réflexion du laser à travers la plaque de Plexiglas est à l'origine de ces erreurs.

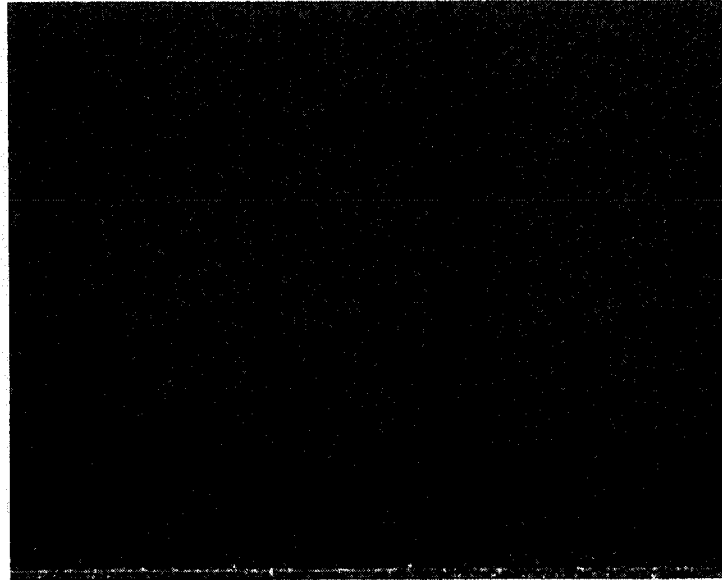


Figure 4.4: Exemple d'image acquise avec le système PIV. La ligne lumineuse au bas de l'image correspond à la réflexion du laser sur la paroi en Plexiglas.

4.4.2 Paramètres globaux de couche limite

La figure 4.8 présente les résultats des calculs de paramètres de couche limite réalisés à partir du champ moyen présenté figure 4.6. L'évolution par plateaux de l'épaisseur δ est due à la façon dont elle est déterminée (voir section 4.3.3).

4.4.3 Quantités turbulentes

Les tensions normales ($\langle u'^2 \rangle$ et $\langle v'^2 \rangle$) ainsi que la corrélation $\langle u'v' \rangle$ du tenseur de Reynolds ont été calculées à partir des mesures PIV. Ces résultats peuvent être présentés comme à la figure 4.9 sous forme de contours d'une quantité turbulente ou de manière plus conventionnelle (figure 4.10) sous forme de profils d'une quantité turbulente. Généralement, pour les mesures présentées dans ce mémoire, les statistiques

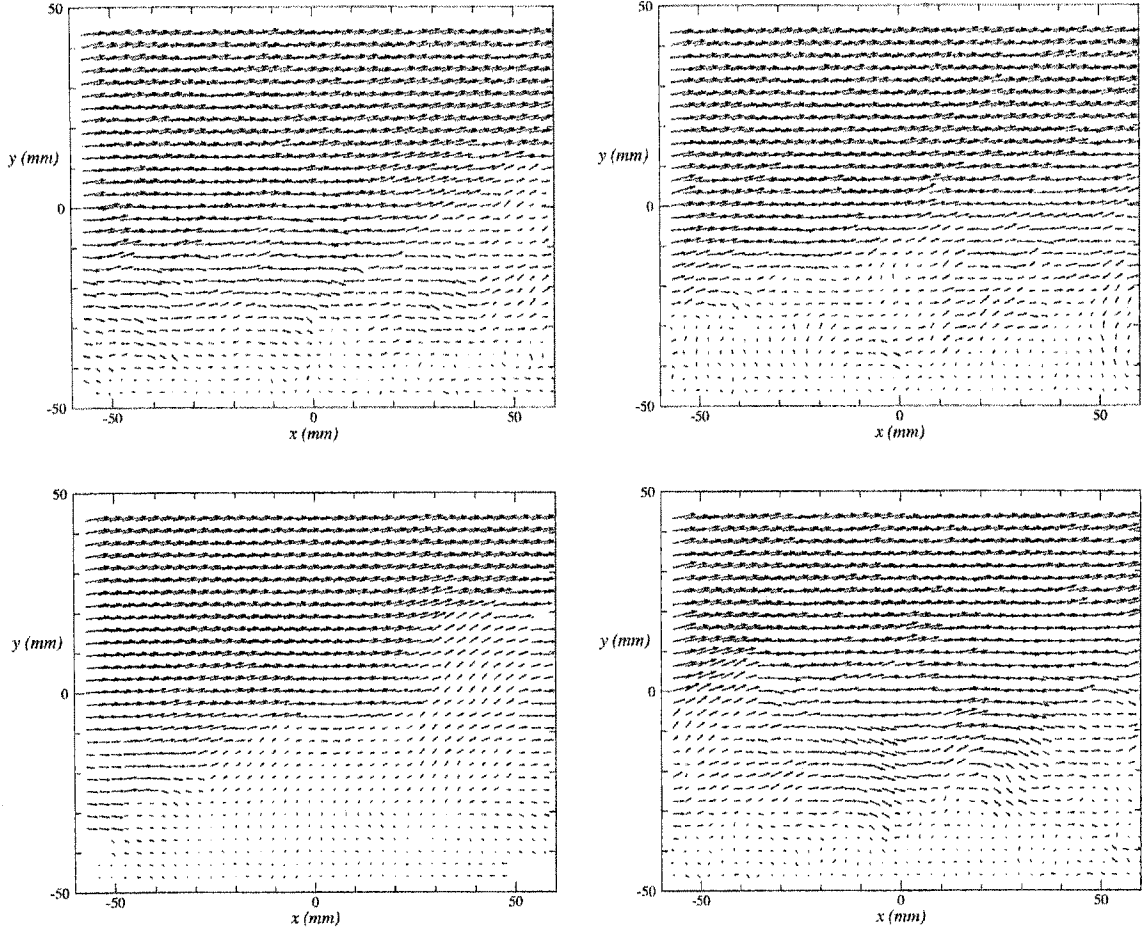


Figure 4.5: Champs de vitesse instantanée. Mesures issues de l'acquisition X=1520- Z=12. La paroi est située à $y = -50$ mm et $x = 0$ correspond au centre du champ de mesure PIV.

ont été effectuées sur 1000 champs instantanés. On constate sur la figure 4.10 que le niveau de bruit est assez élevé, en effet les valeurs de $\langle u'^2 \rangle$ et $\langle v'^2 \rangle$ ne reviennent pas à une valeur nulle en dehors de la couche limite. En revanche, les valeurs de $\langle u'v' \rangle$ sont assez proches de zéro en dehors de la couche limite.

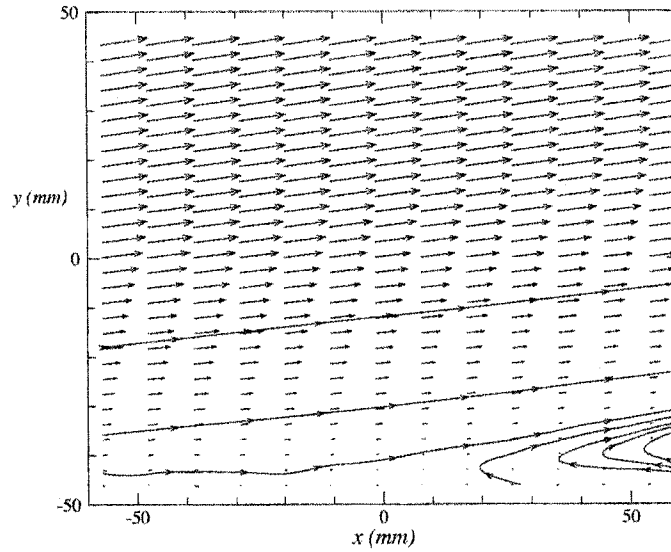


Figure 4.6: Champ de vitesse moyenne. Des lignes de courant sont tracées pour mettre en évidence la zone de recirculation. Mesure issue de l'acquisition X=1520_ Z=12. La paroi est située à $y = -50$ mm et $x = 0$ correspond au centre du champ de mesure PIV.

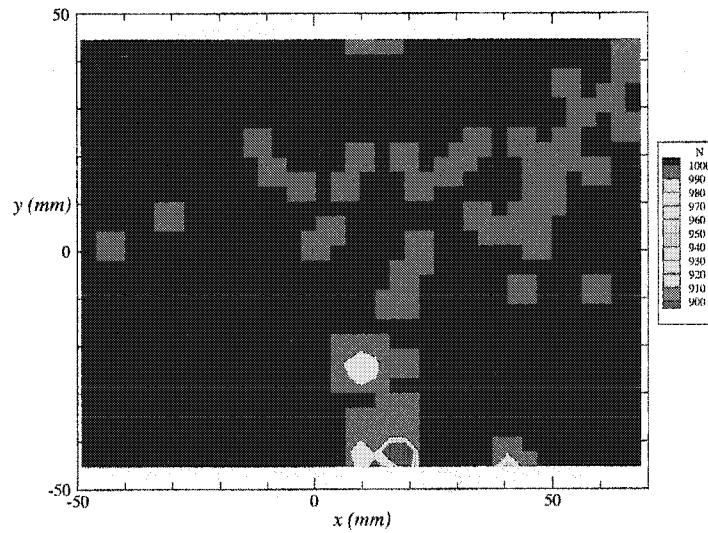


Figure 4.7: Contours du nombre de vecteurs valides. Mesure issue de l'acquisition X=1610_ Z=0. La paroi est située à $y = -50$ mm et $x = 0$ correspond au centre du champ de mesure PIV.

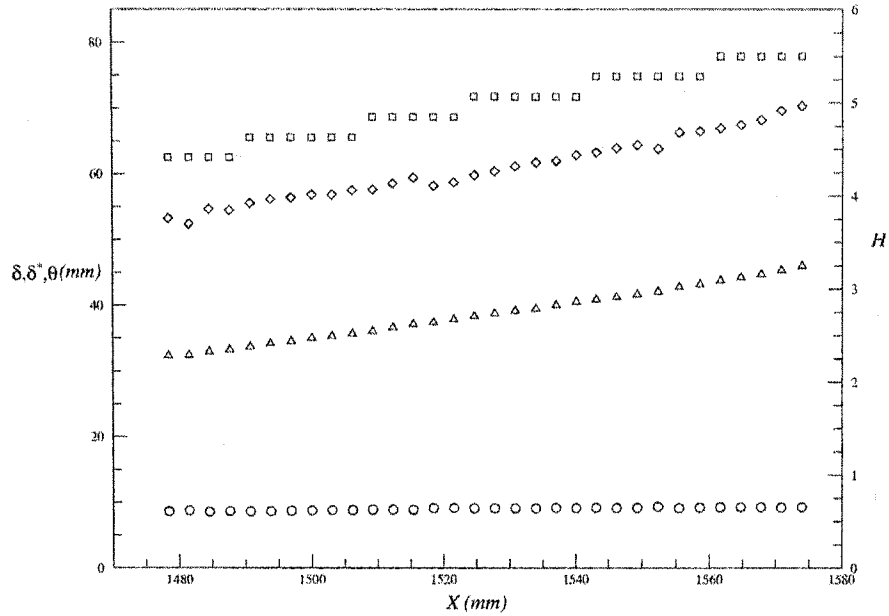


Figure 4.8: Paramètres de couche limite calculés avec le script Param-Globaux.m. □, Épaisseur de la couche limite ($\delta_{0.99}$); △, épaisseur de déplacement (δ^*); ○, épaisseur de quantité de mouvement (θ); ◇, facteur de forme (H).

4.4.4 Coefficient d'écoulement de retour et position du décollement

Le calcul du coefficient d'écoulement de retour (4.3.3) permet de tracer des iso-contours de χ comme à la figure 4.11. Ces mesures ont permis de déterminer la position du décollement. En effet, aucune mesure de frottement n'a été effectuée. La méthode utilisée est basée sur la valeur du coefficient d'écoulement de retour à la paroi (χ_p). Selon Simpson [2], une valeur de $\chi_p = 50\%$ (Transitory Detachment) correspond en général à l'annulation du frottement ($C_f = 0$, Detachment). En prolongeant le contour de $\chi = 50\%$ jusqu'à la paroi on peut ainsi trouver la position du décollement (figure 4.11). Cependant, cette méthode est relativement peu précise car les mesures de χ s'arrêtent à 4 mm de la paroi et l'extrapolation utilisée est linéaire. Or selon Dengel et Fernholz [4], l'évolution de χ en fonction de y n'est plus linéaire dans la région proche de la paroi. Il y a donc un risque que la méthode utilisée surestime légèrement la position

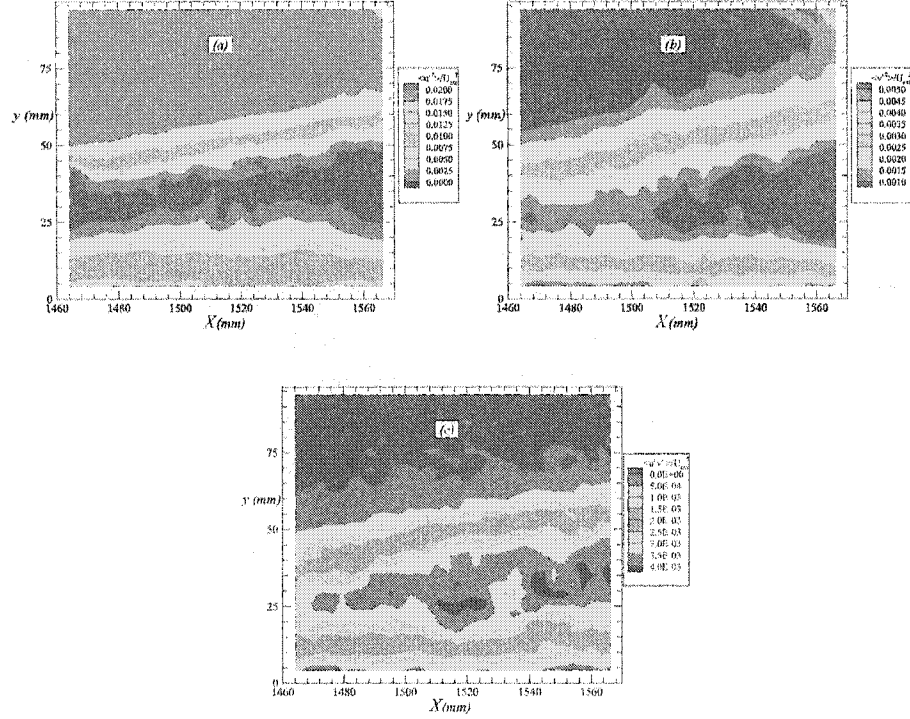


Figure 4.9: Exemple de contours de quantités turbulentes. (a), contours de $\frac{\langle u'^2 \rangle}{U_{ext}^2}$; (b), contours de $\frac{\langle v'^2 \rangle}{U_{ext}^2}$; (c), contours de $\frac{\langle u'v' \rangle}{U_{ext}^2}$.

du décollement.

4.5 Validation des mesures

Afin de tester la validité des mesures, deux types de vérifications ont été effectués. Tout d'abord, les profils de vitesse moyenne V mesurés avec le système PIV ont été comparés à ceux calculés par intégration de l'équation de continuité 2D (équation 4.9). La seconde vérification consiste à comparer les valeurs de $\langle u'v' \rangle$ mesurées aux valeurs calculées par intégration de l'équation de quantité de mouvement 2D écrite en négligeant le terme de diffusion visqueuse (équation 4.10) en utilisant les valeurs mesurées de vitesse (U , V , $\langle u'^2 \rangle$).

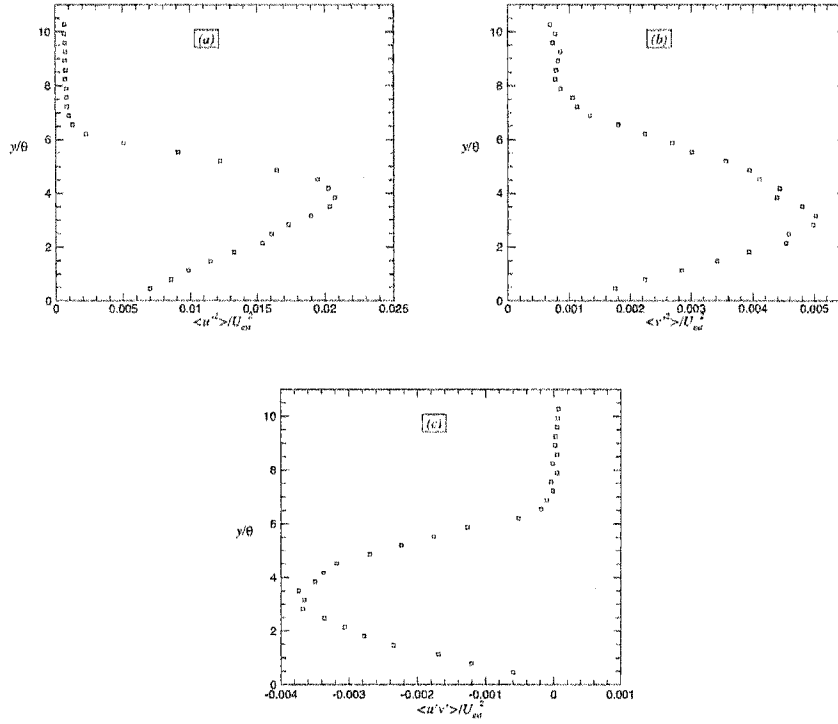


Figure 4.10: Exemple de profils de quantités turbulentes ($X = 1507$ mm).

(a), profil de $\frac{\langle u'^2 \rangle}{U_{ext}^2}$; (b), profil de $\frac{\langle v'^2 \rangle}{U_{ext}^2}$; (c), profil de $\frac{\langle u'v' \rangle}{U_{ext}^2}$.

$$\frac{\partial U}{\partial x} + \frac{\partial V}{\partial y} = 0 \quad (4.9)$$

$$U \frac{\partial U}{\partial x} + V \frac{\partial U}{\partial y} + \frac{\partial \langle u'^2 \rangle}{\partial x} + \frac{\partial \langle u'v' \rangle}{\partial y} - U_{ext} \frac{dU_{ext}}{dx} = 0 \quad (4.10)$$

Ces calculs ont nécessité des dérivations numériques. Des différences centrées ont été utilisées pour les dérivés en x et en y . En appelant i l'indice selon x et j l'indice selon y , les formules de ces dérivés sont données aux équations 4.11 et 4.12. Le pas en y est donc d'environ 3 mm ($y(j+1) - y(j) = 3$ mm) et en x d'environ 6 mm ($x(i+2) - x(i) = 6$ mm). Plusieurs pas ont été essayés et ce sont ceux qui se sont avérés les moins sensibles au bruit des données car celles-ci n'ont pas été lissées.

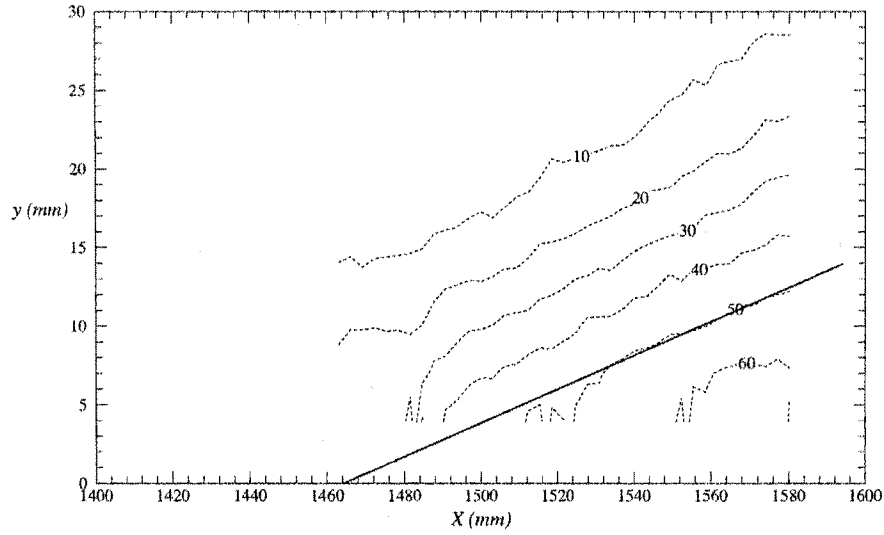


Figure 4.11: Exemple de contours du coefficient d'écoulement de retour, ligne pointillée (valeur de χ en %). L'extrapolation utilisée pour déterminer la position du décollement est représentée par la ligne pleine. Résultat issu de l'acquisition X=1520_ Z=12.

$$\left(\frac{\partial f}{\partial x}\right)_i = \frac{f(i+2) - f(i-2)}{x(i+2) - x(i-2)} \quad (4.11)$$

$$\left(\frac{\partial g}{\partial y}\right)_j = \frac{g(j+1) - g(j-1)}{y(j+1) - y(j-1)} \quad (4.12)$$

La méthode utilisée pour l'intégration des équations 4.9 et 4.10 est la méthode des trapèzes. La première équation a été intégrée à partir de la paroi. En revanche, l'équation de quantité de mouvement a été intégrée à partir de la frontière de la couche limite car le terme de diffusion visqueuse n'est pas pris en compte.

La figure 4.12 présente ces comparaisons pour différentes positions x/c , les coordonnées x/c étant basées sur une corde de 2.5 m et l'origine placée au niveau du pic de dépression ($X = 795.5$ mm) comme illustré à la figure 5.2. La figure (a) montre que l'accord entre les vitesses V calculée et mesurée est assez bon, même si les profils ne se superposent pas exactement. Ceci ne semble pas être dû à une composante de vitesse en z car comme le montre la figure 4.13, pour des profils se suivant, distant d'environ

15 mm, la tendance alterne : parfois les vitesses calculées sont supérieures aux vitesses mesurées et parfois l'inverse. L'écart constaté entre les profils aurait donc plutôt pour origine les incertitudes de mesure. La figure 4.12b montre que les valeurs de $\langle u'v' \rangle$ calculées par intégration ne correspondent pas aux valeurs mesurées. Ceci ne semble pas provenir des schémas de dérivation et d'intégration numérique, car plusieurs configurations ont été testées. Les erreurs peuvent provenir du fait que les profils n'ont pas été lissés, les dérivés sont donc très sensibles au bruit. Les incertitudes sur les mesures sont aussi à l'origine de ces différences. Le fait que les statistiques ne sont réalisées que sur environ 1000 échantillons est une des causes de ces incertitudes. Ceci entraîne une dispersion des profils des quantités turbulentes cependant leur allure générale n'est pas faussée. La principale source d'erreur des mesures PIV est, dans la plupart des cas et surtout pour les mesures en amont, le manque de résolution spatiale. Le tableau 4.3 indique la résolution spatiale des mesures PIV. Ce tableau présente la résolution normalisée en unité de paroi pour les zones en amont du décollement.

Les mesures effectuées sont donc exploitables, néanmoins, il reste des progrès à faire au niveau de la qualité des mesures PIV.

Mesure	1	2	3	4	5	6
x/c	0.07 à 0.095	0.13 à 0.17	0.18 à 0.23	0.27 à 0.31	0.31 à 0.35	0.34 à 0.38
Δ (mm)	1.64	2.51	3.14	3.09	3.09	3.19
Δ^+	96 à 117	76 à 125	50 à 87			

Tableau 4.3: Résolution spatiale des mesures PIV.

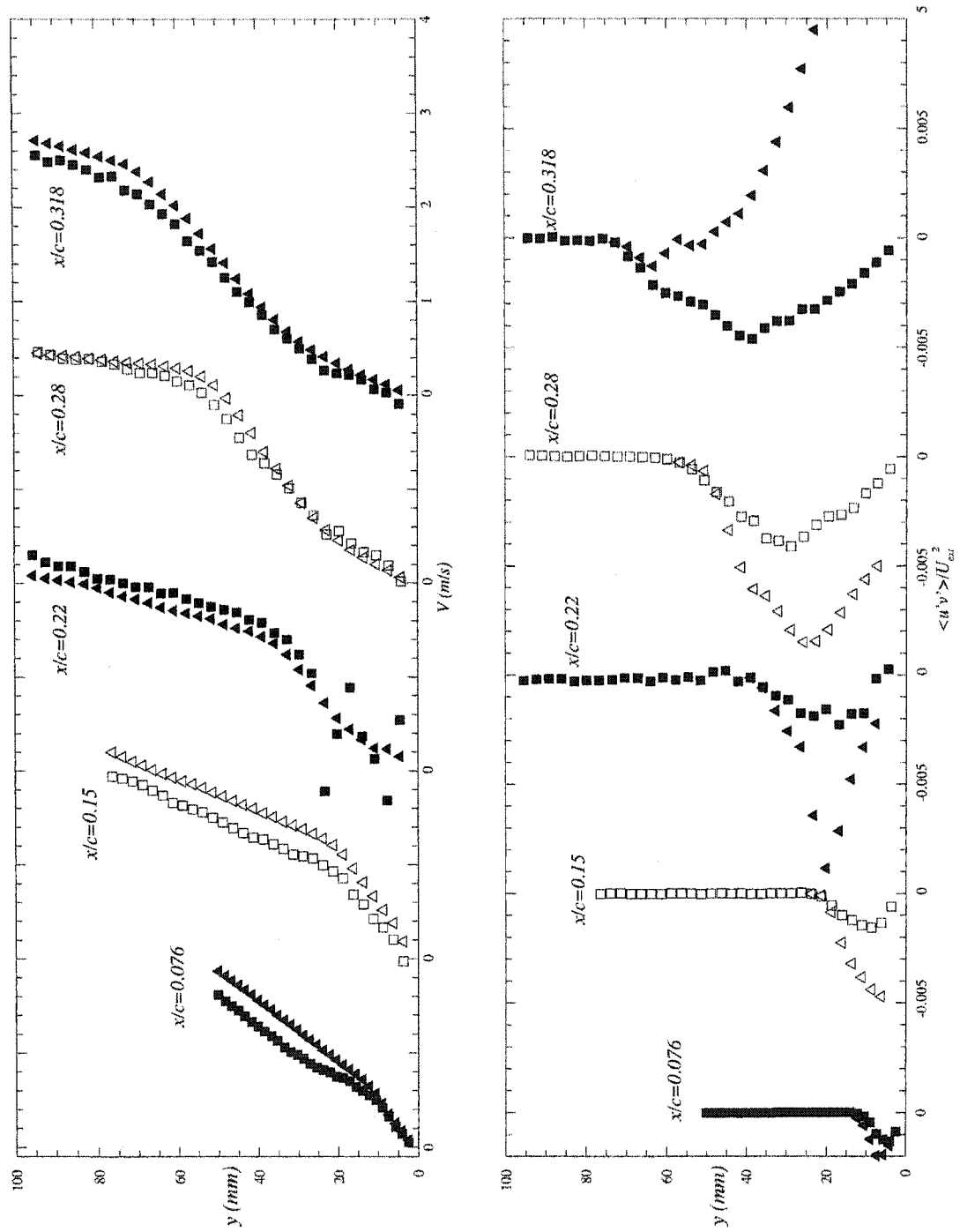


Figure 4.12: (a), Vitesse moyenne V ; (b), Corrélation $\langle u'v' \rangle$. $\square$, Mesurée par PIV; $\triangle$, calculée par intégration.

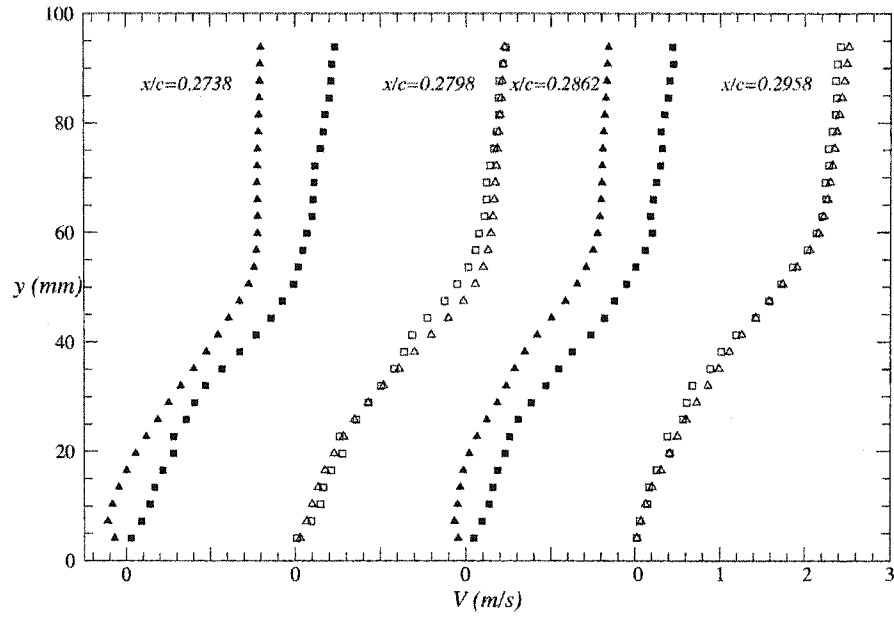


Figure 4.13: Vitesse moyenne V . $\square$, Mesurée par PIV; $\triangle$, calculée par intégration.

Chapitre 5

Section d'essai avec gradient de pression

5.1 Introduction

Le but de la géométrie spécifique de la section d'essai est d'obtenir une distribution similaire à celle de profils conventionnels aux grands angles d'incidence. Pour ce type de profils, le décollement débute au bord de fuite et remonte progressivement vers l'amont lorsque l'angle d'attaque augmente. Il n'est toutefois pas possible d'obtenir exactement la même distribution de pression à cause des conditions initiales différentes et du confinement de l'écoulement. En effet, dans la section d'essai, la couche limite étudiée prend son origine à l'entrée de la soufflerie au début du convergent. Les conditions initiales sont donc différentes de celles que l'on trouverait sur un profil conventionnel. Une vue d'ensemble de la nouvelle géométrie de la section d'essai est montrée à la figure 5.1 et un schéma de la vue de côté à la figure 5.2a. La distribution de pression obtenue est satisfaisante comme le montre la figure 5.2b. Celle-ci présente une comparaison des distributions de pression mesurée et calculée avec un solveur potentiel dans la section d'essai ainsi que celle calculée sur l'extrados d'un profil NACA 2412 à 18° d'incidence pour un nombre de Reynolds $Re = 2.5 \times 10^6$. Cette dernière est présentée à titre indicatif seulement, le but n'étant pas de reproduire exactement cette distribution de pression. Le calcul est effectué avec le logiciel Xfoil [16] qui emploie la méthode des panneaux tourbillons couplée à une méthode intégrale de résolution de couche limite.

La position de la transition est déterminée par un critère c^n . Les gradients de pression après le pic de dépression sont assez semblables. Ces mesures ont été faites par Julien [1], donc avant le travail effectué sur l'entrée de la soufflerie. Les mesures effectuées sur le montage final sont présentées à la section 5.5.

Pour confirmer que l'écoulement reste attaché en tout temps, des visualisations avec des brins de laine ont été effectuées au plafond de la section. Ces visualisations n'ont pas montré d'écoulement de retour. Les coordonnées x/c sont basées sur une corde de 2.5 m et l'origine est placée au niveau du pic de dépression ($X = 795.5$ mm).

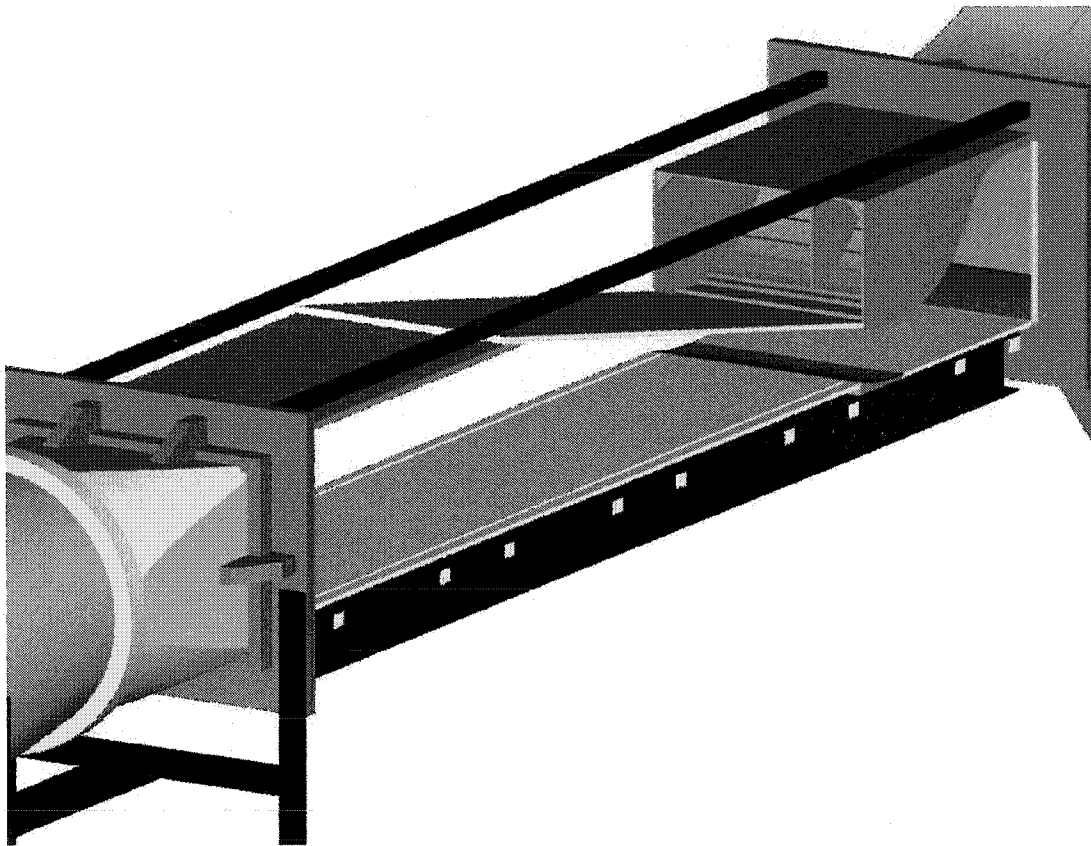


Figure 5.1: Géométrie modifiée de la section d'essai.

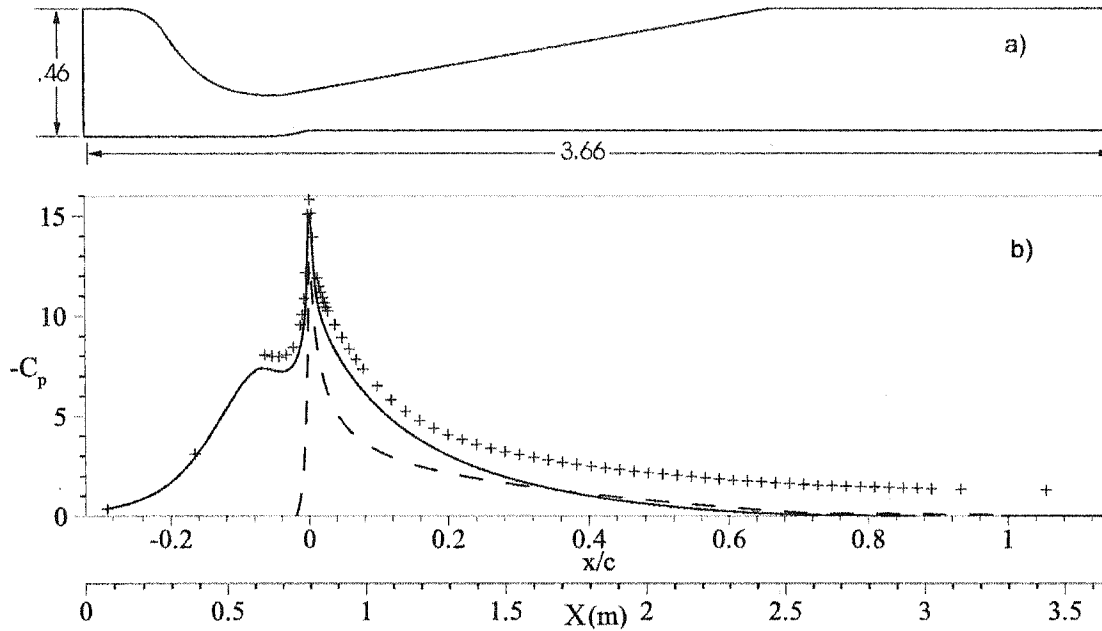


Figure 5.2: (a), Géométrie de la section d'essai vue de côté. Dimensions en mètres. (b), Distribution de pression sur le plancher de la section d'essai. +, Résultats expérimentaux ($Re = 2.5 \times 10^6$); —, calcul potentiel; ---, distribution de pression sur l'extrados d'un profil NACA 2412 à 18° d'incidence ($Re = 2.5 \times 10^6$, corde = 2.5 m).

5.2 Non-uniformités spatiales

Pour pouvoir effectuer des mesures dans la région d'écoulement séparé et pour valider correctement les améliorations éventuelles dues aux systèmes de contrôle (riblets, rugosités) qui seront testés ultérieurement, l'écoulement doit être bidimensionnel sur une largeur suffisante. En première approche, le caractère bidimensionnel a été vérifié par des visualisations par film d'huile au plancher. La photo 5.3 montre les lignes de frottement dans la zone de séparation. Il est évident que le décollement est clairement tridimensionnel. Il y a convergence des lignes de frottement vers les parois latérales, proches desquelles l'écoulement semble accéléré. Entre ces zones extrêmes et la zone centrale, la couche limite semble affaiblie et se sépare plus tôt. L'interface entre ces zones affaiblies et les zones accélérées semble donner naissance à une structure tourbillonnaire qui se détache de la paroi en aval. La photo 5.4 prise en amont de la précédente confirme le comportement supposé de l'écoulement exposé ci-dessus. En effet, on voit

que le frottement est très grand proche des parois latérales alors que juste un peu plus vers le centre celui-ci est beaucoup plus faible.

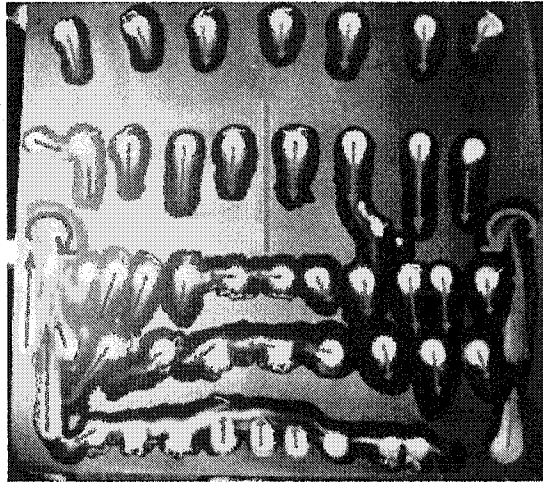


Figure 5.3: Photographie des visualisations de la zone séparée. Vue de dessus. Les flèches sont dessinées pour aider à la compréhension. La grande flèche indique le sens de l'écoulement. Le bas de l'image est à environ $x/c = 0.25$ et le haut à $x/c = 0.48$.

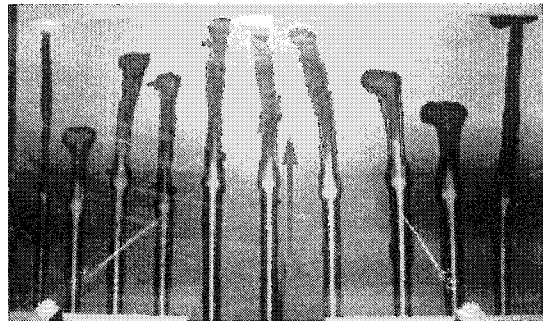


Figure 5.4: Photographie des visualisations en amont de la zone séparée. Vue de dessus. La grande flèche indique le sens de l'écoulement. Le bas de l'image est à environ $x/c = 0.13$ et le haut à $x/c = 0.25$.

L'origine soupçonnée du caractère tridimensionnel de l'écoulement est la réaction des couches limites se développant sur les parois latérales aux gradients de vitesse longitudinaux et verticaux dus à la géométrie de la section d'essai. La figure 5.5 montre le champ de vitesse perpendiculaire à l'écoulement, situé entre le pic de dépression et la zone de séparation ($x/c = 0.09$). Ces mesures ont été réalisées par PIV stéréoscopique, mais la figure ne montre que les composantes dans le plan. Les moyennes sont effectuées

sur 50 champs de vitesse instantanée et donc ne permettent pas une analyse quantitative précise mais seulement une représentation de l'écoulement secondaire dans le coin. La zone illustrée est située dans le coin inférieur gauche ($z < 0$) de la section. Les axes y et z de la figure sont situés respectivement au niveau de la paroi latérale et du plancher de la section.

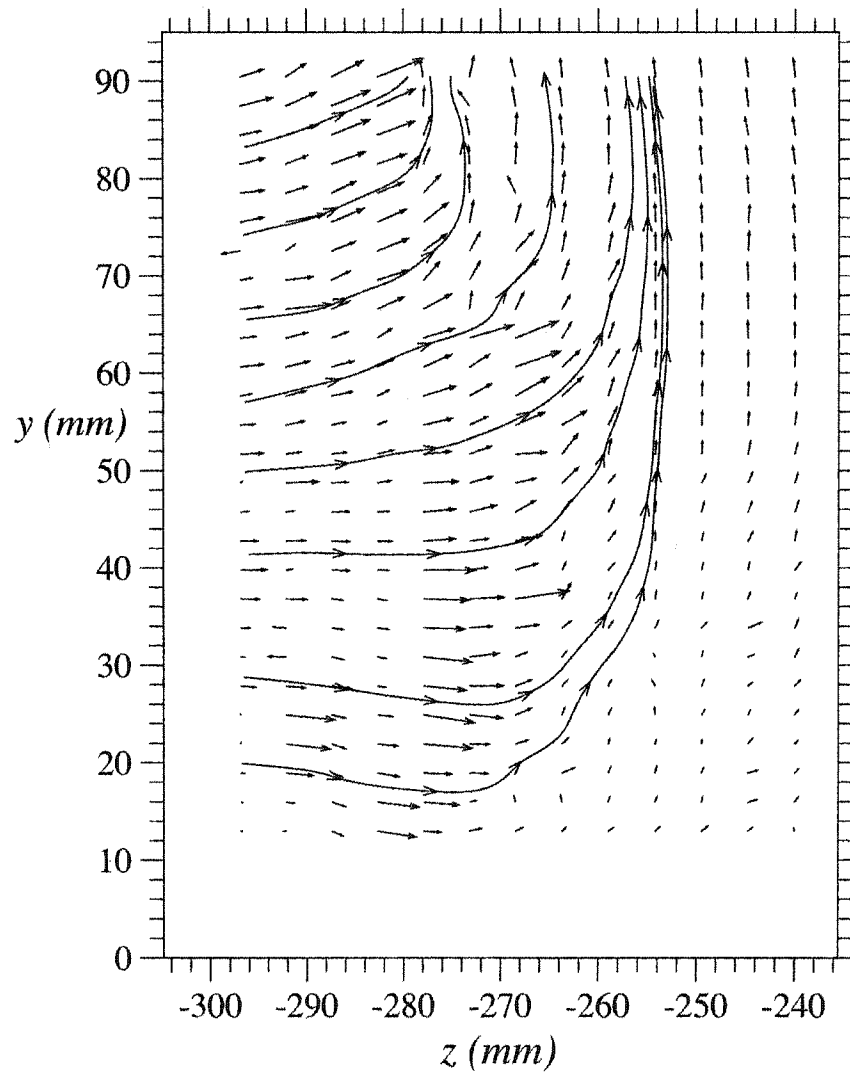


Figure 5.5: Champs de vitesse perpendiculaire à l'écoulement à $x/c = 0.09$ dans le coin inférieur gauche ($z < 0$). Des pseudo lignes de courant sont tracées pour visualiser la structure tourbillonnaire.

Il apparaît clairement qu'un tourbillon longitudinal est présent. Son centre est située à environ 10 mm de la paroi latérale. Ce tourbillon est fort probablement à l'origine des non-uniformités mises en évidence par les visualisations par film d'huile. On peut avancer l'hypothèse que cet écoulement secondaire renforce la couche limite dans les coins en apportant du fluide à plus grande quantité de mouvement alors qu'il a l'effet inverse plus loin de la paroi. A cet endroit le décollement a donc lieu plus en amont, ayant pour effet de faire converger les lignes de courant vers les coins. Ce tourbillon pourrait prendre son origine au niveau de la petite bosse au plancher. En effet, à cet endroit, il y a un gradient de vitesse négatif en y qui pourrait induire une rotation de la vorticité de la couche limite latérale initialement positive en y dans le sens de l'écoulement (vorticité négative en x). La figure 5.6 schématise ce comportement au niveau de la bosse du plancher. Toute étude ultérieure étant exclue avec ce schéma de séparation, la conception et la validation d'un système de contrôle des couches limites latérales étaient nécessaires.

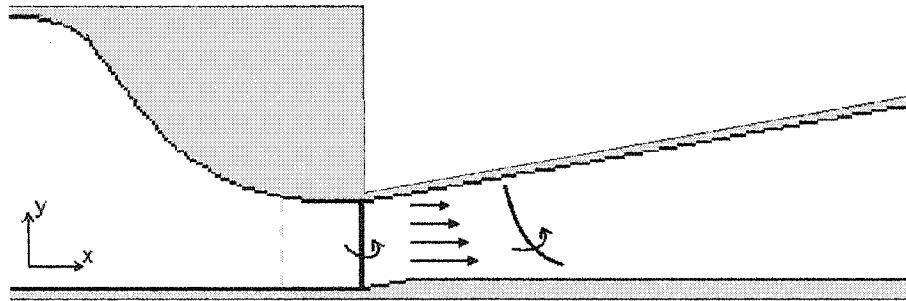


Figure 5.6: Schéma expliquant la formation du tourbillon dans le coin. Les lignes noires épaisses entourées de flèches courbes représentent un tube de vorticité.

5.3 Plaques séparatrices

Lors de l'étude d'écoulements avec gradient de pression adverse, les couches limites se développant sur les parois latérales viennent souvent interférer avec l'écoulement principal. On obtient alors un écoulement fortement tridimensionnel. Pour remédier

à ce problème, plusieurs solutions de contrôle des couches limites latérales ont été utilisées par le passé (voir section 1.4.2). Notre choix s'est orienté vers un système de plaques séparatrices inspiré de celui de Buice et Eaton [7]. Le contrôle de l'écoulement se fait par des pertes de charges réglables placées à la sortie du canal central (section d'essai). La figure 5.7 montre le positionnement du système de contrôle. Le réglage des pertes a été fait à l'aide de visualisation (brins de laine) dans un premier temps puis une validation plus fine de la bidimensionnalité a été réalisée ultérieurement. Ce système apparaît le plus simple à mettre en œuvre car il s'agit d'un contrôle passif. Un système d'aspiration des couches limites latérales avait tout d'abord été envisagé mais il nécessiterait une forte puissance d'aspiration étant donné que celle-ci se ferait proche du pic de dépression où le C_p est d'environ -16 . En revanche, l'inconvénient majeur de notre système est une réduction de la vitesse dans la section d'essai et donc du nombre de Reynolds, due aux pertes rajoutées et à la puissance limitée du moteur. Les plaques séparatrices conduisent aussi à une réduction de la largeur et donc du rapport largeur/longueur de la section. Un autre risque est celui de diminuer la visibilité par les côtés nécessaire pour les mesures PIV. Toutes les mesures effectuées après la mise en place du système de contrôle sont réalisées à un nombre de Reynolds $Re = 1.5 \times 10^6$. Cette baisse par rapport au nombre de Reynolds initial ($Re = 2.5 \times 10^6$) est due aux pertes supplémentaires engendrées par les plaques séparatrices et les pertes de charges réglables. La vitesse de rotation du moteur a été augmentée pour minimiser cet effet mais sa puissance est limitée. Les mesures sont effectuées à une vitesse de référence $U_\infty \approx 9.1$ m/s, ce qui correspond à une vitesse de rotation du moteur d'environ 1300 rpm. Cette vitesse est au dessus de la vitesse nominale du moteur (1170 rpm), mais il a été vérifié que la puissance en fonctionnement ne dépasse pas la puissance nominale.

5.3.1 Caractéristiques des plaques séparatrices

Pour diminuer le moins possible l'accès optique à la section d'essai, les plaques séparatrices sont en Plexiglas. L'épaisseur des plaques est de 19.05 mm (0.75 in). Les murs séparateurs sont séparés en quatre parties (voir figure 5.8) pour permettre des montages et démontages plus aisés. Ils sont positionnés contre des épaulements pratiqués sur les plaques du plancher et du plafond et maintenus par des cales fixées dans ces épaulements, sauf pour la partie où le plafond est en aggloméré de pin pour

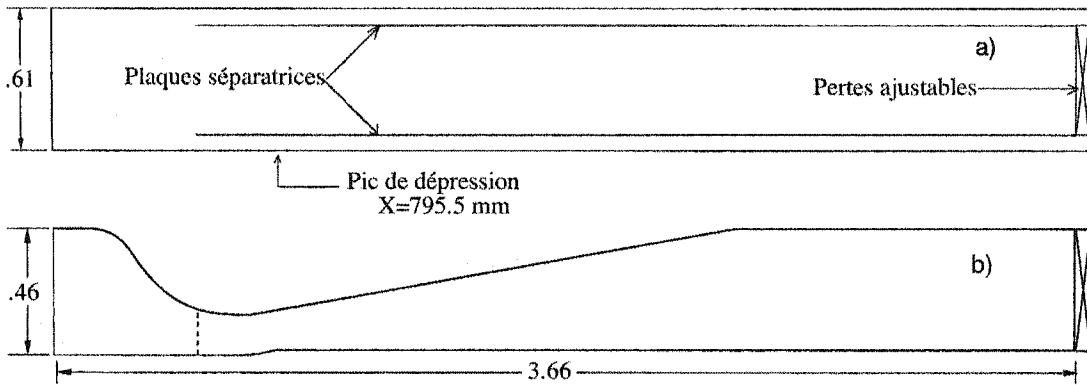


Figure 5.7: Schéma de la section d'essai. (a), Vue de dessus; (b), vue de côté.

laquelle des vis maintiennent le mur séparateur. La largeur des canaux latéraux est de 31.75 mm (1.25 in) et le bord d'attaque des plaques (demi-ellipse de rapport 2:1) se situe 220 mm en amont du pic de dépression ($X = 575$ mm), voir figure 5.7. Ceci permet d'aspirer les couches limites latérales avant qu'elles ne subissent l'effet de la bosse du plancher. De nouvelles couches limites se forment sur les plaques séparatrices mais elles sont beaucoup plus minces et perturbent donc beaucoup moins l'écoulement. La largeur des canaux est basée sur un estimé "plaque plane" de l'épaisseur de la couche limite latérale d'après l'exploration fil chaud (figure 3.7). À cette position : $X = 140$ mm et à $y = 44$ mm, $\delta_{0.99} = 15$ mm. En plaque plane on a :

$$\delta = \frac{0.37}{\left(\frac{U_\infty}{\nu}\right)^{1/5}} \times x^{4/5} \quad (5.1)$$

Donc, $X = 140$ mm correspond à $X_{pp} = 575$ mm où X_{pp} correspond à la position équivalente par rapport au bord d'attaque de la plaque plane imaginaire. Le début des plaques séparatrices se situe donc à $X_{pp} = 1010$ mm, ce qui correspond à une épaisseur de couche limite $\delta_{0.99} = 23.5$ mm. Les canaux ont donc une largeur de 31.75 mm permettant l'aspiration de toute la couche limite. Cette dimension est choisie car elle est standard (1.25 in), ce qui permet une fabrication plus aisée des cales en aluminium.

5.3.2 Caractéristiques des pertes de charges

Afin que l'écoulement se sépare convenablement aux bords d'attaque des plaques séparatrices, des pertes de charges sont situées à la fin du canal central. Deux systèmes

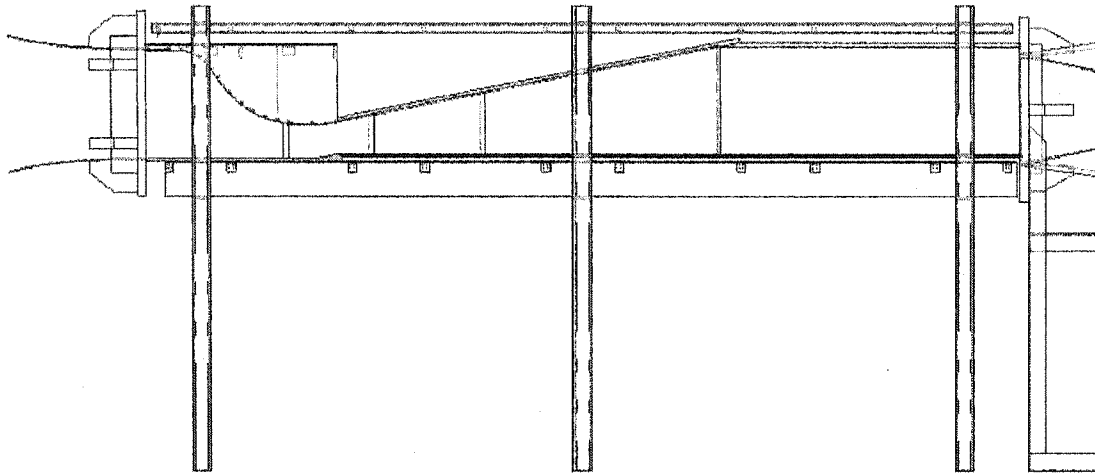


Figure 5.8: Schéma de la section d'essai montrant les quatre parties des plaques séparatrices.

de pertes ont été testés. La séparation de l'écoulement à l'entrée des canaux a été vérifiée à l'aide de brins de laine (fils à coudre) disposés au plancher en amont des bords d'attaque (voir figure 5.9). Le premier système était constitué de deux cadres en contreplaqué sur chacun desquels était agrafé un grillage (mailles d'environ $1 \times 1 \text{ cm}^2$). Les deux cadres étaient vissés entre eux, permettant d'emprisonner des pertes supplémentaires. L'ensemble était ensuite glissé par le dessus entre la fin de la section d'essai et la section de sortie de la soufflerie. Plusieurs mousses ont été testées et finalement un tissu fin (genre mousseline), tendu sur les cadres, s'est révélé efficace. Mais il s'est avéré que le tissu accumulait l'huile des particules d'ensemencement utilisées pour les mesures PIV, en particulier aux endroits où le tissu était en appui sur le grillage du cadre. Cette huile ne s'évaporant pas ou peu entre les séances d'essais, les pertes de charge augmentaient, entraînant une diminution de la vitesse dans la section d'essai. La vitesse est passée progressivement de plus de 9 m/s à 8 m/s au cours de mesures PIV visant à vérifier la bidimensionnalité.

Le système de pertes de charge définitif est constitué de deux plaques d'aluminium perforées (figure 5.10). L'une des deux plaques est mobile verticalement permettant de diminuer le ratio surface ouverte/surface totale. Mais la configuration complètement ouverte s'est avérée créer les pertes nécessaires au bon partage de l'écoulement aux

bords d'attaque des murs séparateurs. L'étanchéité entre la fin des plaques et le système de pertes est réalisée par du ruban adhésif. Les mesures effectuées par la suite ont montré qu'il n'y avait pas d'augmentation des pertes dans le temps comme avec le premier système.

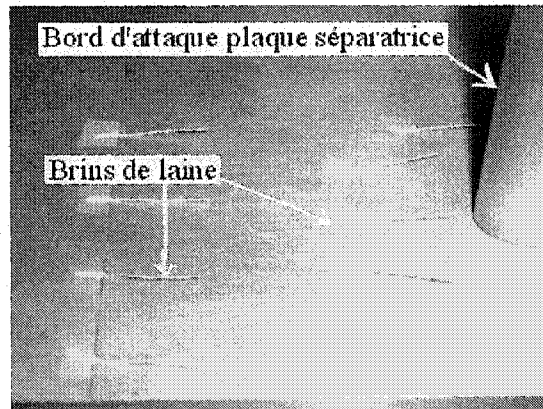


Figure 5.9: Photographie des brins de laines en amont du bord d'attaque des plaques séparatrices.

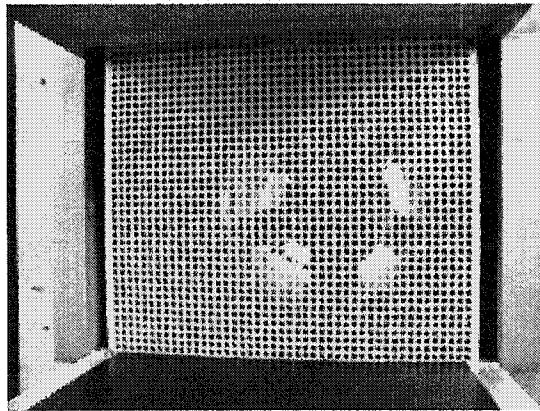


Figure 5.10: Photographie des pertes de charge à la sortie du canal central. On voit le passage laissé libre pour les canaux latéraux.

5.4 Vérification de la bidimensionnalité

L'efficacité du système de contrôle des couches limites latérales sur la bidimensionnalité de l'écoulement a été validée de plusieurs façons. Tout d'abord des visualisations par films d'huile ont permis de constater les effets des plaques, puis les comparaisons de

différents paramètres calculés à partir de mesures PIV à plusieurs positions z ont servi de validation finale.

5.4.1 Visualisations

La figure 5.11 montre une comparaison des visualisations par films d'huile au plancher avant et après installation des plaques séparatrices. Il est à noter que le nombre de Reynolds est de $Re = 2.5 \times 10^6$ dans le premier cas et de $Re = 1.5 \times 10^6$ dans le second à cause des pertes ajoutées. Les deux photographies présentent la même partie du plancher, où a lieu le décollement. Il apparaît très clairement que le système de contrôle amène une nette amélioration au caractère bidimensionnel du décollement. Dans le cas avec contrôle, le frottement dans la région photographiée est trop faible pour entraîner significativement l'huile et les pigments. Cependant, en observant pendant l'essai, le déplacement de l'huile semblait être à peu près semblable pour toute l'envergure. La photo 5.12 montre les lignes de frottements en amont avec le système de contrôle. Celles-ci sont bien parallèles, alignées avec la direction de l'écoulement et leurs longueurs pratiquement identiques, confirmant que l'écoulement est beaucoup plus bidimensionnel grâce au système de contrôle.

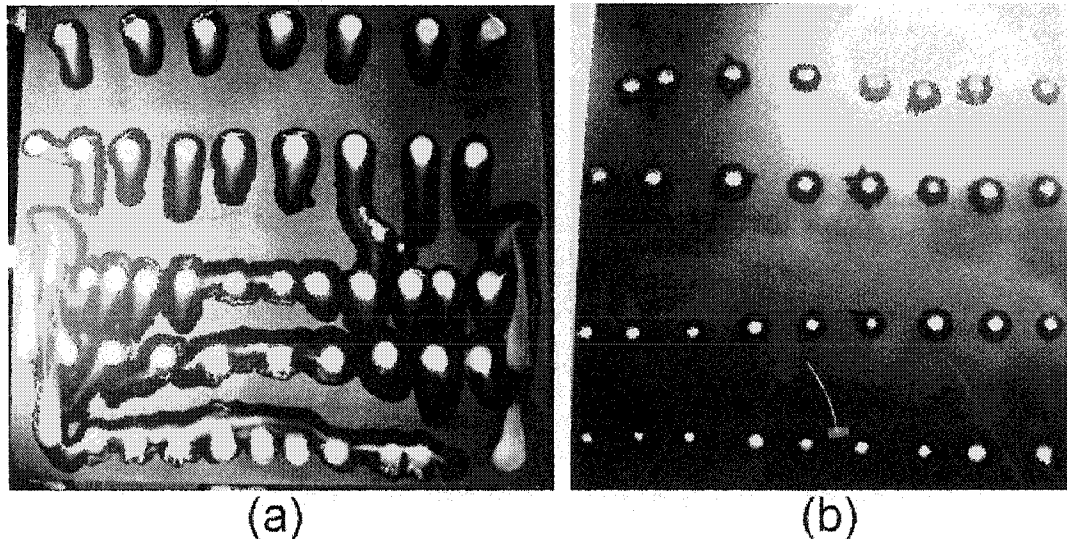


Figure 5.11: Comparaison des visualisations dans la zone séparée. (a), sans les plaques séparatrices; (b), avec les plaques séparatrices. Le bas des images est à environ $x/c = 0.25$ et le haut à $x/c = 0.48$.

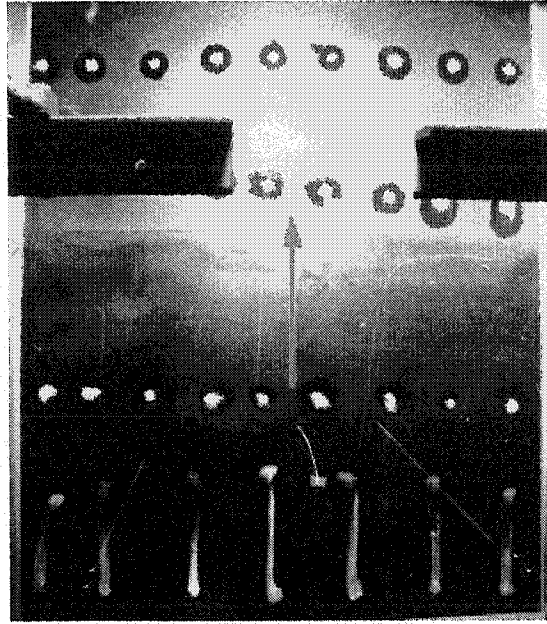


Figure 5.12: Photographie des visualisations en amont de la zone séparée. Vue de dessus. La flèche indique le sens de l'écoulement. Le bas de l'image est à environ $x/c = 0.12$ et le haut à $x/c = 0.36$.

5.4.2 Mesures PIV

Les visualisations indiquant une nette amélioration de la bidimensionnalité, des mesures PIV ont été réalisées pour permettre de qualifier plus précisément l'uniformité en envergure de l'écoulement. Ces mesures consistent en des champs de vitesse 2D dans des plans parallèles à la direction de l'écoulement à plusieurs positions z . Pour chaque plan, 1000 champs de vecteurs instantanés ont permis de calculer des grandeurs moyennes suffisamment précises. Les différents paramètres de couche limite ainsi que la position du décollement trouvée à partir du coefficient d'écoulement de retour ont été comparés. Le post-traitement des données permettant l'obtention de ces paramètres est décrit à la section 4.3.3. Les mesures ont été effectuées à deux stations x différentes ($0.267 < x/c < 0.314$ et $0.306 < x/c < 0.353$) et à 9 positions z . Sur les figures, la position z est normalisée par la demi largeur du canal central ($L/2 = 254$ mm).

L'évolution des paramètres est présentée pour deux positions x , une située en amont du décollement ($x/c = 0.29$) et la seconde très proche du point de décollement ($x/c = 0.32$). L'évolution en z de la vitesse à l'extérieur de la couche limite est montrée

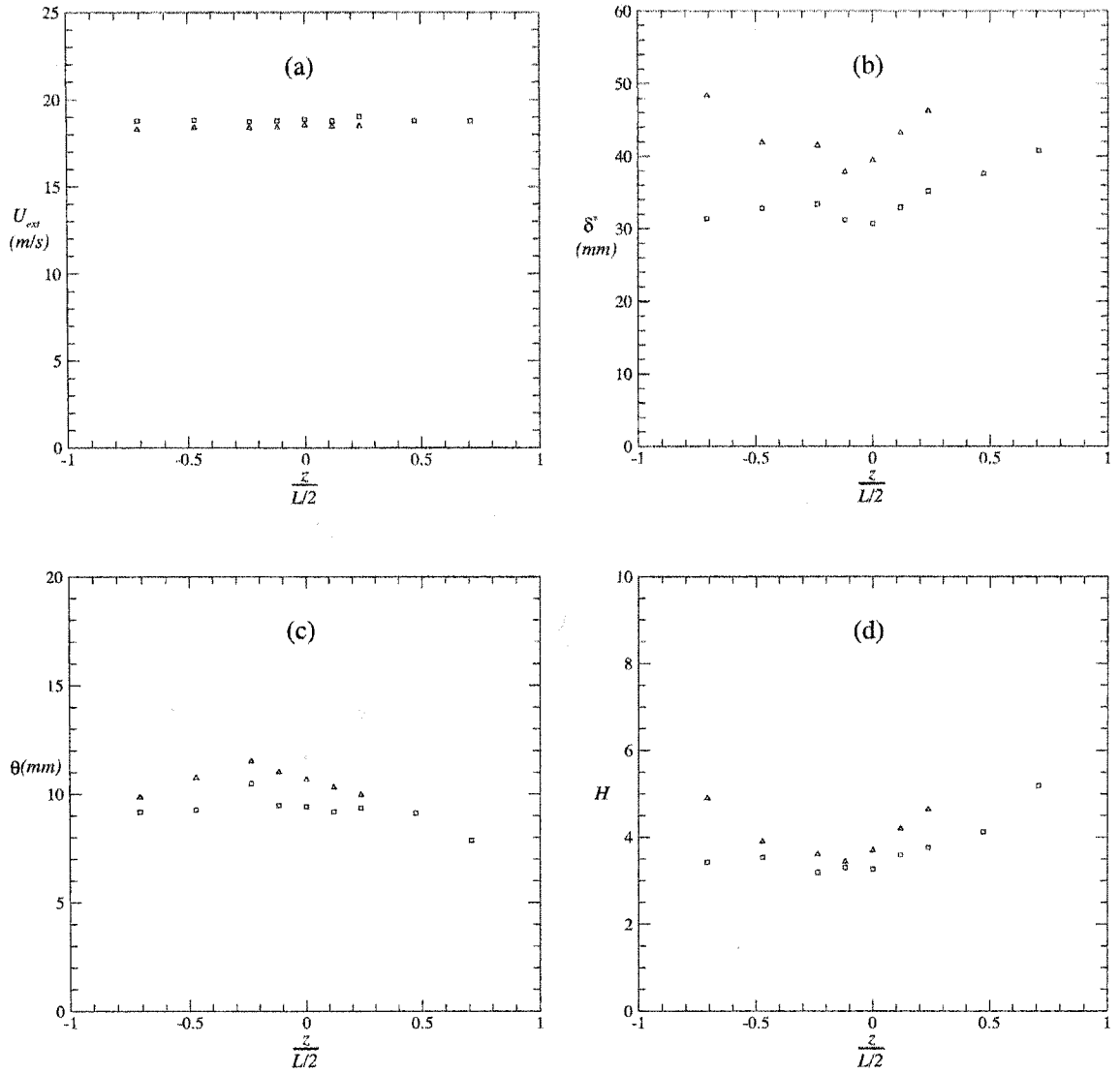


Figure 5.13: Évolutions en z . (a), Vitesse à l'extérieur de la couche limite (U_{ext}); (b) épaisseur de déplacement (δ^*); (c), épaisseur de quantité de mouvement (θ); (d), facteur de forme (H). $\square$, $x/c = 0.29$; $\triangle$, $x/c = 0.32$.

sur la figure 5.13a. On voit que pour les deux positions x présentées, la vitesse de l'écoulement potentiel est uniforme sur l'envergure. En $x/c = 0.29$, les écarts par rapport à la moyenne sont -0.5% et $+1.1\%$ sur toute l'envergure. En $x/c = 0.32$, ceux-ci ne sont plus que de -0.8% et $+0.6\%$ (Il est à noter qu'en $x/c = 0.32$, les mesures n'ont pas été réalisées en $z/(L/2) = 0.47$ et 0.71). Les figures 5.13b, c et d

montrent respectivement l'évolution de l'épaisseur de déplacement (δ^*), de l'épaisseur de quantité de mouvement (θ) et du facteur de forme (H) de la couche limite pour les deux stations x vues précédemment. En $x/c = 0.29$, les variations maximum de δ^* sont relativement faibles (-8.1% et $+12.5\%$ pour les 47% centraux de l'envergure) et comparables à celles observées à l'entrée de la section d'essai avant d'en modifier la géométrie (-13% et $+4.5\%$ sur les 70% centraux de l'envergure, voir section 3.5). Les valeurs de H à cette position varient entre 3.2 et 4.1 sur la portion centrale. Le graphe indique une augmentation monotone du facteur de forme en s'éloignant du centre vers les z positifs. Une mauvaise séparation de l'écoulement aux bord d'attaque des plaques séparatrices de ce côté pourrait être à l'origine de cette différence de comportement. Mais des visualisations par "fumée" illuminée par la tranche laser du système PIV n'ont pas révélé de différence notable entre les côtés gauche et droit de la veine d'essai. Le coefficient d'écoulement de retour (χ) a été calculé dans tout le plan pour chaque position z et le lieu du décollement est estimé selon la méthode exposée à la section 4.4.4. La position du point de décollement est reportée en fonction de la position z sur la figure 5.14. Le décollement a lieu à peu près au même x pour toute l'envergure, $0.247 < x_s/c < 0.336$ et au centre $x_s/c = 0.325$.

Ces mesures nous permettent de dire que même si la ligne de décollement n'est pas une ligne parfaitement droite et que les paramètres globaux varient quelque peu en envergure, l'allure générale du décollement est bien 2D et l'amélioration apportée par le système de contrôle des couches limites latérales est notoire. Un décollement parfaitement 2D est de toute façon impossible à obtenir expérimentalement. Ce type de décollement s'en rapproche fortement et devrait permettre une étude convenable des effets de mécanismes de contrôle sur le décollement.

5.5 Caractérisation de l'écoulement

La section précédente montre que la qualité de l'écoulement à été grandement améliorée et le caractère 2D de la couche limite et du décollement y est quantifié. Cette dernière partie présente une qualification de l'écoulement obtenu finalement, en détaillant l'évolution longitudinale de la couche limite ainsi que la distribution de pression dans la section d'essai.

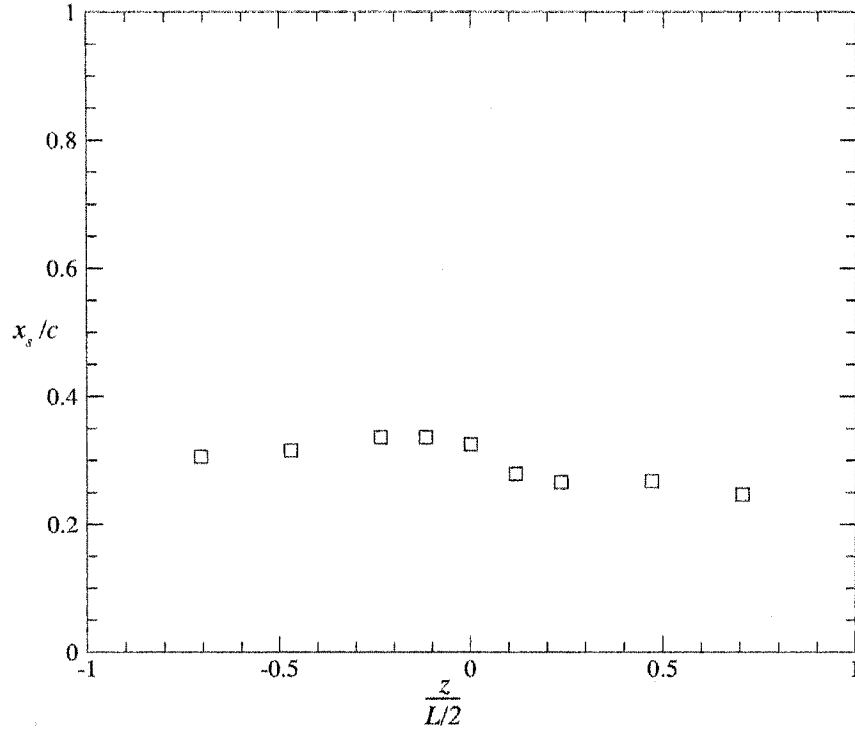


Figure 5.14: Évolution en z de la position du décollement.

5.5.1 Distribution de pression

La distribution de pression présentée à la section 5.1 provient des mesures de Julien [1]. Avec le système de contrôle des couches limites latérales le nombre de Reynolds a changé et la nature de l'écoulement également; ce qui a un effet sur la distribution de pression. La mesure de la nouvelle distribution a donc été réalisée sur le montage final. Les 69 prises de pression pariétale sont connectées au système de scanivalves (voir section 2.2.3). Les mesures sont effectuées avec un capteur MKS Baratron 223BD et un capteur Ashcroft ± 5 pouces d'eau. Les mesures de ce dernier sont utilisées lorsque le Baratron est saturé. Les pressions sont référencées à la première prise de pression pariétale (p_{ref}), on mesure donc $p_{ref} - p$. La méthode utilisée pour obtenir C_p à partir de ces mesures est la suivante. Un nouvel étalonnage du convergent est réalisé permettant d'obtenir la vitesse U_{ref} (vitesse vis-à-vis de la première prise de pression) à partir de

la différence de pression entre les prises pariétales dans le convergent.

$$\Delta P_{Pitot-ref} = K_{ref} \times \Delta P_{convergent} \quad K_{ref} = 2.31122276 \quad (5.2)$$

La figure 5.15 montre le résultat de cet étalonnage. Celui-ci est du même type que celui effectué dans la section d'essai non déformée (section 3.5) et permettant d'obtenir U_∞ .

$$\Delta P_{Pitot-\infty} = K_\infty \times \Delta P_{convergent} \quad K_\infty = 1.60658688 \quad (5.3)$$

A partir de la mesure $p_{ref} - p$ on calcule C_{pref}

$$C_{pref} = \frac{p - p_{ref}}{q_{ref}} \quad \text{où} \quad q_{ref} = \frac{1}{2} \rho U_{ref}^2 \quad (5.4)$$

On veut obtenir

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{q_\infty} \quad \text{où} \quad q_\infty = \frac{1}{2} \rho U_\infty^2 \quad (5.5)$$

Pour cela on utilise la relation suivante :

$$C_p = C_{pref} \times \frac{q_{ref}}{q_\infty} + 1 - \frac{q_{ref}}{q_\infty} \quad (5.6)$$

Dans laquelle on fait la substitution suivante, d'après les équations précédentes :

$$\frac{q_{ref}}{q_\infty} = \frac{K_{ref}}{K_\infty} \quad (5.7)$$

La distribution de pression obtenue est comparée sur la figure 5.16 à la distribution de pression calculée avec le logiciel Xfoil [16] sur l'extrados d'un profil NACA 2412 à 18° d'incidence pour un nombre de Reynolds $Re = 1.5 \times 10^6$. La transition est forcée au bord d'attaque. Même si les valeurs sont différentes, la distribution de C_p obtenue dans la section d'essai est similaire à celle que l'on retrouve sur l'extrados d'un profil conventionnel à grand angle d'incidence. La dépression obtenue est très importante ($C_p = -15.7$). Vers l'aval, la valeur de C_p tend vers -2 à cause de l'effet de déplacement dû aux couches limites qui se développent sur les parois de la section et surtout à celle du plancher qui se sépare et ne doit pas rattacher. Les courbes de gradient de pression (figure 5.17) montrent également une assez bonne similitude entre les calculs sur le profil NACA et les mesures dans la section d'essai. Les comparaisons avec le profil NACA sont justes faites à titre indicatif, le but n'étant pas de reproduire l'écoulement autour de ce profil.

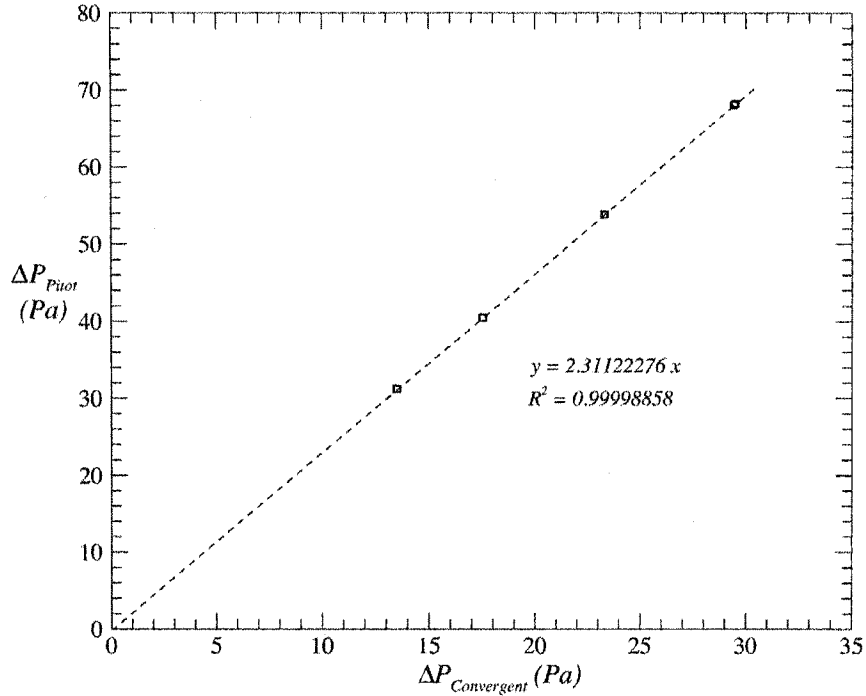


Figure 5.15: Étalonnage du convergent avec géométrie modifiée.

5.5.2 Décollement

Sur les figures précédentes (5.16 et 5.17) on peut estimer la position du décollement aux alentours de $X = 1600$ mm ($x_s/c \approx 0.3$) en cherchant le plateau de pression, position où $\frac{dC_p}{d(x/c)} \approx 0$. Étant donné qu'aucune mesure de C_f n'a été effectuée, la position du décollement est déterminée grâce aux mesures de coefficient de retour (voir section 4.4.4). Selon Simpson [2], le décollement a lieu pour $\chi_p = 50\%$ (Transitory Detachment) et cette position correspond habituellement à la position pour laquelle le frottement s'annule ($C_f = 0$, Detachment). La position du décollement au centre de l'envergure ($z = 0$) est $x_s/c \approx 0.325$ (figure 5.18). Ce qui correspond à la valeur estimée à partir de la distribution de pression. Cette position est plus amont que celles prévues et mesurées par Julien [1]. Cependant, elle se situe suffisamment en aval du pic de dépression pour permettre l'étude de la réaction du décollement aux systèmes de contrôle de la couche limite. Il est à noter que la position du décollement varie quelque

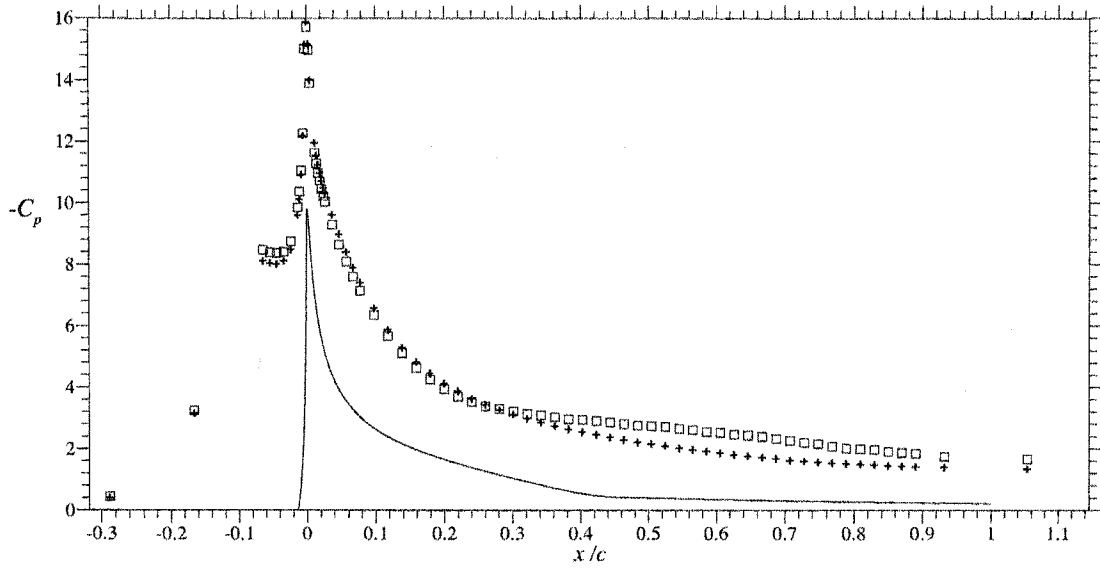


Figure 5.16: Nouvelle distribution de pression sur le plancher de la section d'essai. $\square$, Résultats expérimentaux ($Re = 1.5 \times 10^6$); —, distribution de pression sur l'extrados d'un profil NACA 2412 à 18° d'incidence ($Re = 1.5 \times 10^6$, corde = 2.5 m); +, résultats expérimentaux de Julien [1] ($Re = 2.5 \times 10^6$).

peu avec la position z (voir section 5.4.2).

5.5.3 Évolutions longitudinales

Des mesures PIV réalisées en 6 positions x différentes (voir figure 5.19) permettent de suivre l'évolution des différentes quantités dans le sens de l'écoulement (pour $0.07 < x/c < 0.379$). Toutes ces mesures sont réalisées au centre de l'envergure ($z = 0$). Les quantités étudiées dans cette partie sont la vitesse de l'écoulement potentiel, les paramètres globaux de couche limite (δ , δ^* , θ , H), les profils de vitesse de couche limite et les tensions de Reynolds ($\langle u'^2 \rangle$, $\langle v'^2 \rangle$, $\langle u'v' \rangle$).

5.5.3.1 Écoulement moyen

La figure 5.20 montre les évolutions des paramètres globaux dans le sens de l'écoulement. La précision des valeurs de δ^* , θ et H n'est pas très bonne étant donné le

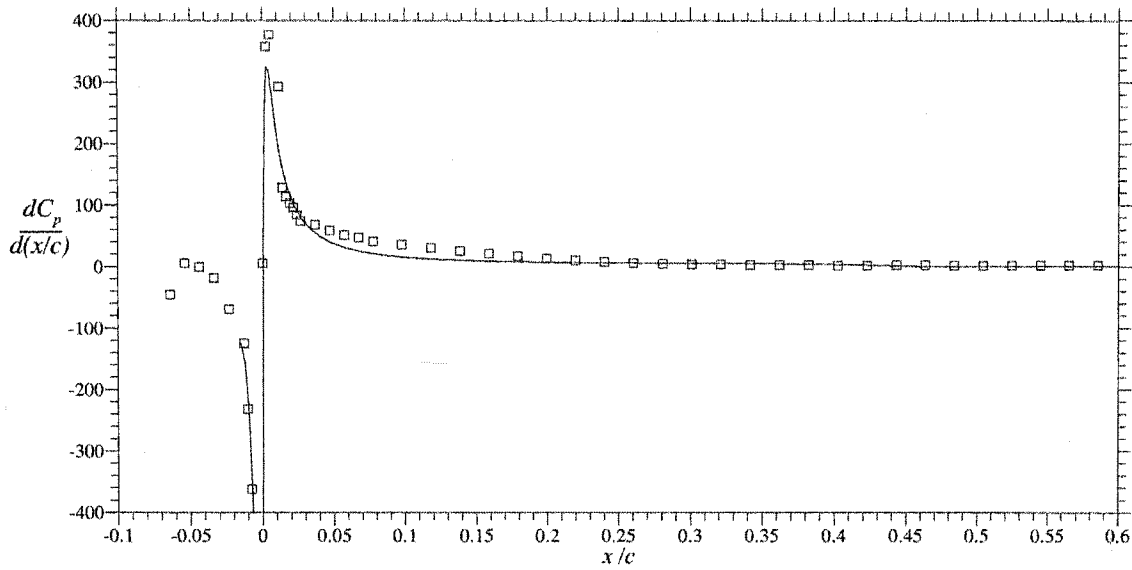


Figure 5.17: Évolution longitudinale du gradient de pression $\frac{dC_p}{d(x/c)}$. □, Résultats expérimentaux ($Re = 1.5 \times 10^6$); —, calcul sur l'extrados d'un profil NACA 2412 à 18° d'incidence ($Re = 1.5 \times 10^6$, corde = 2.5 m).

peu de points de mesure près de la paroi (voir section 4.3.3). On observe des dispersions importantes sur tous les paramètres pour $0.185 < x/c < 0.232$. Elles sont dues au fait que pour cette acquisition le niveau de bruit était très élevé. Une partie de ce bruit (en $x/c = 0.21$) est due à une réflexion de la tranche laser à travers le plancher (rayure), mais il y a également une zone de bruit élevé de forme annulaire dont l'origine n'a pas été clairement déterminée. Ce pourrait être une réflexion de la lentille de l'appareil photo. On retrouve ce même phénomène pour la mesure $0.343 < x/c < 0.382$. Il est mis en évidence par des valeurs de quantités turbulentes anormalement élevées (figure 5.25 et 5.26).

L'augmentation de δ se fait par palier comme on peut le remarquer sur la figure 5.20a, ceci est dû à la méthode utilisée et à la résolution spatiale des mesures (voir section 4.3.3). Les évolutions observées sont typiques de celles rencontrées en gradient de pression adverse tel que sur l'extrados de profils conventionnels aux grands angles d'incidence même si les valeurs provenant du calcul sur le profil NACA 2412 sont assez éloignées. Mais ceci est compréhensible étant donné que les conditions initiales

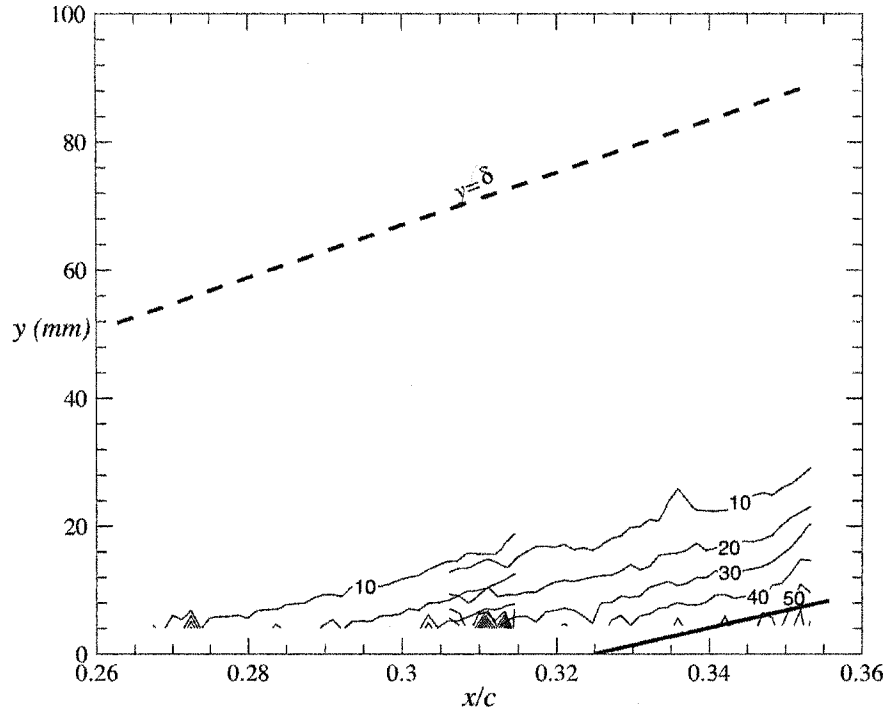


Figure 5.18: Contours de coefficient de retour (χ en %) en $z = 0$ permettant de déterminer la position du décollement. La frontière de la couche limite est représentée par la ligne pointillée.

sont différentes. La couche limite dans la soufflerie est plus épaisse donc plus sensible au gradient de pression adverse. C'est pourquoi l'augmentation drastique de H et le décollement se font plus en aval sur le profil NACA 2412. Le paramètre de forme (figure 5.20d) augmente de 1.5 à 4.5 avec une valeur de 3.8 au niveau du décollement. Cette valeur est relativement élevée comparée à celle obtenue par Elsberry et al. [5] qui est entre 2.5 et 2.6 pour une couche limite proche du décollement et par Dengel et Fernholz [4] qui est de 2.85 au décollement ($\chi_p = 50\%$, Transitory detachment (TD) selon Simpson [2]). Cette différence peut être due au fait qu'on surestime la position de la séparation (voir section 4.4.4). Cependant, le type d'écoulement dans ces deux cas est différent de celui présenté. En effet, dans notre cas le gradient de pression adverse est très drastique et Gleyzes [6], dans un cas similaire (profil d'aile AS240 à 13° d'incidence) obtient une valeur de H d'environ 4 au niveau du décollement ($C_f = 0$). Pour le profil NACA 2412 à 18° d'incidence, le paramètre de forme calculé avec XFOIL

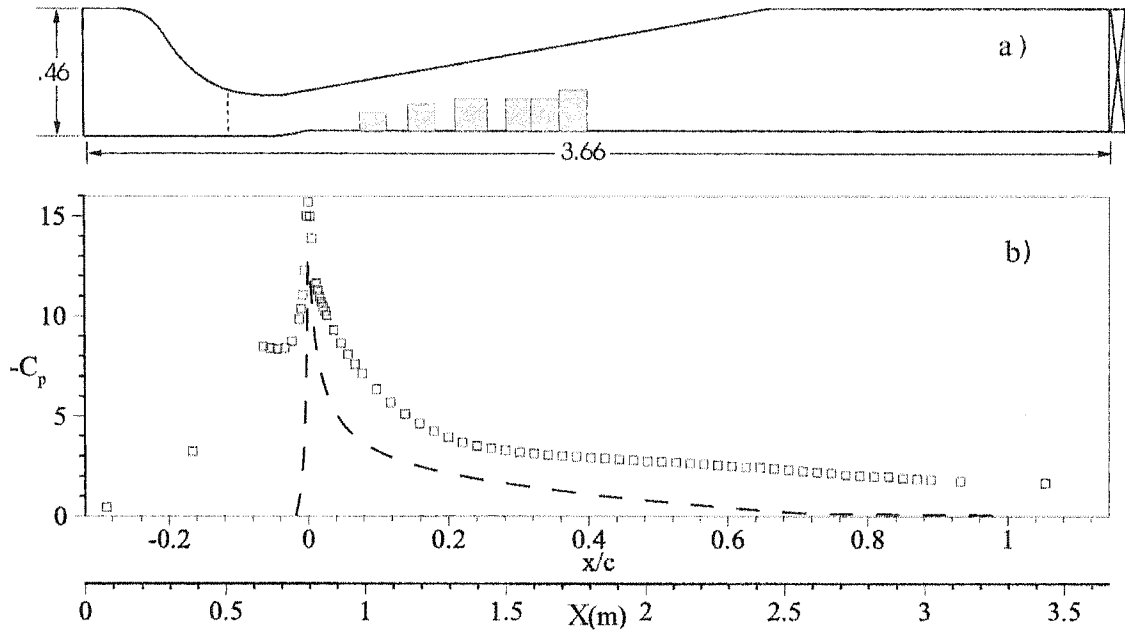


Figure 5.19: (a), Emplacement des mesures PIV; (b), distribution de pression.

[16], est d'environ 3.9 au point de décollement ($C_f = 0$).

La figure 5.21 montre l'évolution en x de la vitesse à l'extérieur de la couche limite (U_{ext}) calculée à partir des mesures PIV (section 4.3.3). L'accord entre les vitesses mesurées avec le PIV et celles calculées à partir de la distribution de pression est bon. On peut observer la forte décélération due au gradient de pression adverse puis une stabilisation de la vitesse avec la diminution du gradient de pression.

L'évolution des profils de vitesse longitudinale moyenne (U) de la couche limite est présentée à la figure 5.22. Le point d'inflexion s'éloigne de la paroi avec l'augmentation de x . Le dernier profil est situé après le point de décollement et on y observe des vitesses moyennes négatives près de la paroi traduisant l'écoulement de retour.

La figure 5.23 montre les profils de vitesse déficitaire aux mêmes positions, normalisés en utilisant l'échelle de vitesse de Zagarola et Smits [17] ($U_{ext} \delta^* / \delta$). Les études de Song [18] et de Castillo et George [19] semblent montrer que les profils normalisés avec cette échelle se superposent, indépendamment du nombre de Reynolds et des conditions amont, si la couche limite est en équilibre. Sur la figure 5.23, on constate que les trois profils les plus en amont ne se superposent pas. Ceci est peut être dû au fait qu'en

amont les calculs de δ et δ^* sont moins précis car il y a moins de points de mesure dans la couche limite. D'autre part, on pourrait supposer que parce qu'il s'agit de positions où le gradient de pression évolue très rapidement, la couche limite n'est peut-être pas en équilibre. Cette hypothèse est cependant contredite par l'étude du paramètre Λ ci-dessous. En revanche, les trois profils les plus en aval concordent étonnamment très bien. De plus, ils présentent un point d'inflexion leur donnant une allure similaire à celles des profils en gradient de pression adverse présentés par Castillo et George [19].

Castillo et George [19] démontrent également que, pour les couches limites turbulentes, il existe une solution de similarité de couche limite d'équilibre pour la région externe légèrement différente de celle proposée par Clauser. Cette solution est définie par la loi en puissance

$$\delta \sim U_{ext}^{-1/\Lambda} \quad (5.8)$$

où Λ est le paramètre de gradient de pression défini par

$$\Lambda \equiv -\frac{\delta}{U_{ext}} \frac{dU_{ext}}{d\delta/dx} = cte \quad (5.9)$$

La figure 5.24 présente U_{ext} en fonction de δ en échelle logarithmique ainsi que l'interpolation linéaire utilisée pour trouver Λ . La valeur trouvée ($\Lambda = 0.24$) se rapproche de la valeur proposée par Castillo et George [19] pour les cas avec gradient de pression adverse qui est $\Lambda = 0.22$. La couche limite aux positions les plus amonts semble donc être en état d'équilibre malgré l'évolution relativement rapide du gradient de pression. Les mesures expérimentales les plus en aval s'écartent de la loi en puissance. Ceci peut être dû à l'approche du décollement, comme cela avait été constaté par Castillo et George [19]. Ces derniers points semblent également suivre une loi du même type mais avec une valeur de Λ différente ($\Lambda = 0.10$) comme le montre la figure 5.24.

5.5.3.2 Turbulence

Les figures 5.25, 5.26 et 5.27 montrent l'évolution en x des quantités turbulentes, respectivement $\langle u'^2 \rangle$, $\langle v'^2 \rangle$ et $\langle u'v' \rangle$ normalisées par la vitesse extérieure à la couche limite. Lors des acquisitions pour $0.185 < x/c < 0.232$ et $0.343 < x/c < 0.382$, le niveau de bruit était anormalement élevé. Comme expliqué à la section 5.5.3.1, une partie de ce bruit (en $x/c = 0.21$) est due à une réflexion de la tranche laser à travers le plancher (rayure), mais il y a également une zone de bruit élevé de forme annulaire dont l'origine n'a pas été clairement déterminée. Ce pourrait être une réflexion de la lentille de l'appareil photo. Ce bruit est visible sur les profils en $x/c = 0.22$ par des valeurs de $\langle u'^2 \rangle$ plus élevées ainsi qu'une valeur positive de $\langle u'v' \rangle$ proche de la paroi (physiquement impossible) et en $x/c = 0.372$ par un pic de $\langle u'^2 \rangle$ et de $\langle v'^2 \rangle$ à l'extérieur de la couche limite.

Mis à part ces problèmes, les évolutions sont typiques de celles rencontrées en gradient de pression adverse avec une activité turbulente plutôt faible à la paroi et un pic, pour chaque contrainte de Reynolds, éloigné de la paroi par rapport à une couche limite sans gradient de pression. De plus, ce pic s'éloigne de la paroi et sa valeur maximum augmente en allant vers l'aval (figure 5.28). Ceci accompagne l'éloignement de la paroi du maximum de gradient de vitesse ($\frac{\partial U}{\partial y}$) comme le suggère Dengel et Fernholz [4]. La position du maximum des fluctuations tend vers $\frac{y}{\delta} = 0.55$ dans la zone du décollement (figure 5.29) ce qui est en accord avec la valeur suggérée par Simpson [3] et les données de Dengel et Fernholz [4]. La turbulence n'est pas isotrope, avec des valeurs de $\frac{\langle u'^2 \rangle}{U_{ext}^2}$ 3 à 4 fois supérieures à celles de $\frac{\langle v'^2 \rangle}{U_{ext}^2}$. Elsberry et al. [5] indiquaient des valeurs de composante longitudinale 3 fois supérieures à celles de la composante transversale. La figure 5.30 montre l'évolution de la turbulence locale.

5.5.4 Conclusion

Les mesures effectuées sur le montage final montrent que l'écoulement obtenu est satisfaisant. La distribution de pression dans la section d'essai est comparable à celle de l'extrados d'un profil conventionnel à grand angle d'incidence. Le nombre de Reynolds atteint est $Re = 1.5 \times 10^6$. La position du décollement est suffisamment en aval pour

permettre les études futures. La couche limite se développant au plancher a un comportement typique de couches limites subissant un gradient de pression adverse. Ce qui se traduit pour l'écoulement moyen par une augmentation importante des paramètres globaux, un écoulement de retour visible sur les profils de vitesse moyenne et par une diminution de l'activité turbulente proche de la paroi remplacée par une activité turbulente croissante s'éloignant de la paroi quand x augmente.

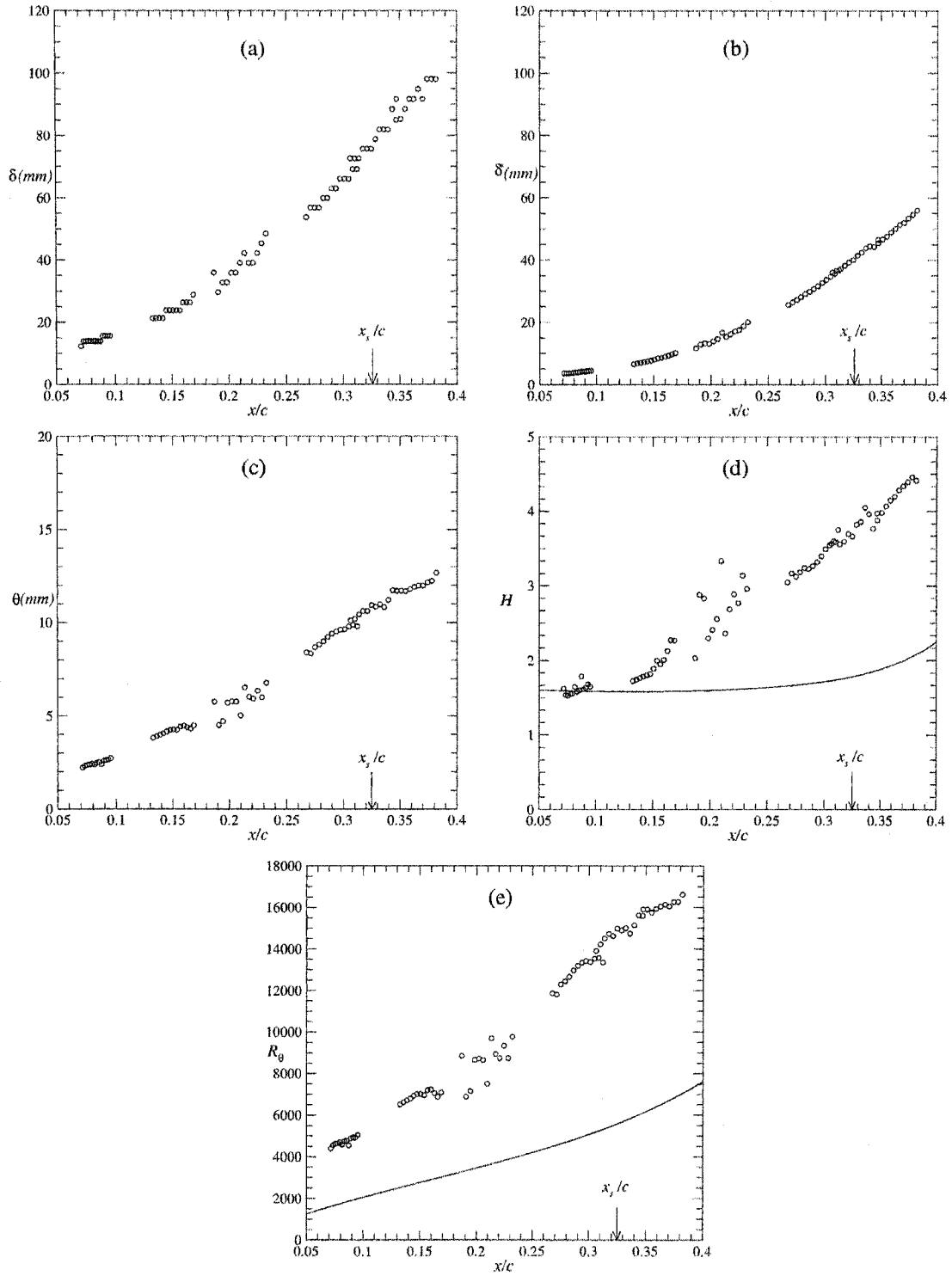


Figure 5.20: Évolution des paramètres globaux dans le sens de l'écoulement. (a), Épaisseur de la couche limite (δ); (b), épaisseur de déplacement (δ^*); (c), épaisseur de quantité de mouvement (θ); (d), facteur de forme (H); (e), R_θ . $\circ$, Mesures PIV; —, calculs sur l'extrados d'un profil NACA 2412 à 18° d'incidence ($Re = 1.5 \times 10^6$, corde = 2.5 m).

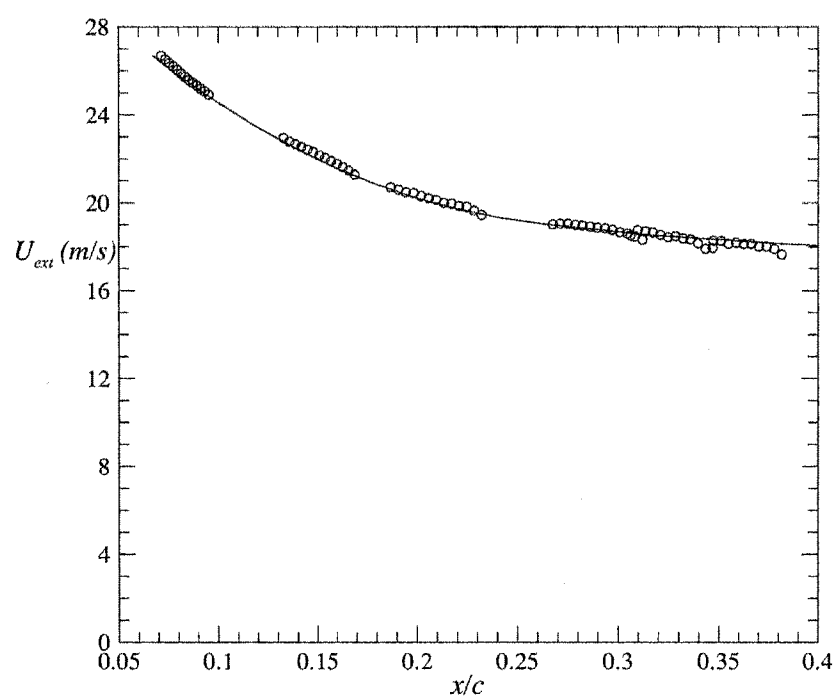


Figure 5.21: Évolution longitudinale de la vitesse de l'écoulement à l'extérieur de la couche limite. $\circ$, Mesures PIV; —, calcul à partir de la distribution de pression.

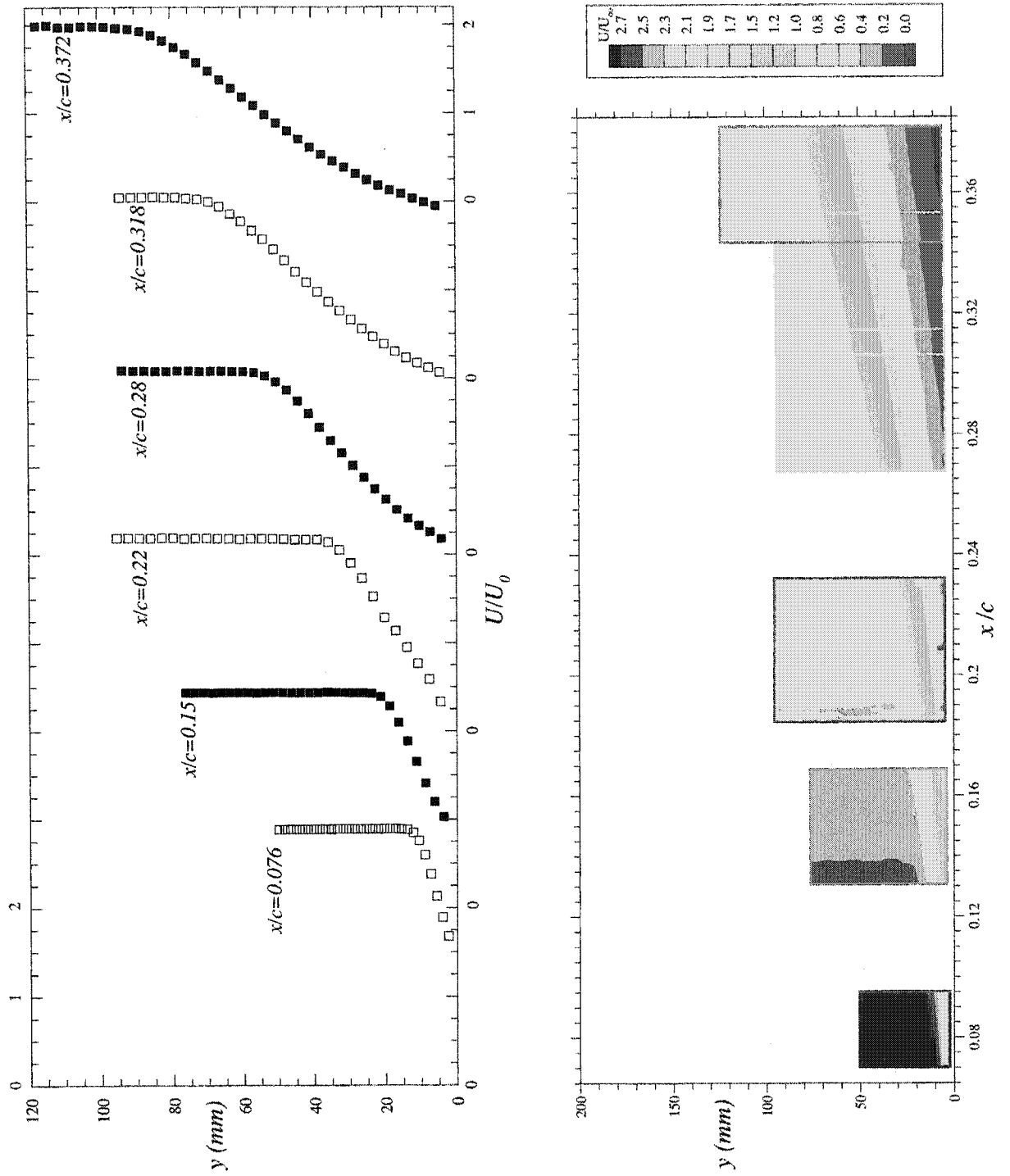


Figure 5.22: Évolution longitudinale des profils de vitesse moyenne.

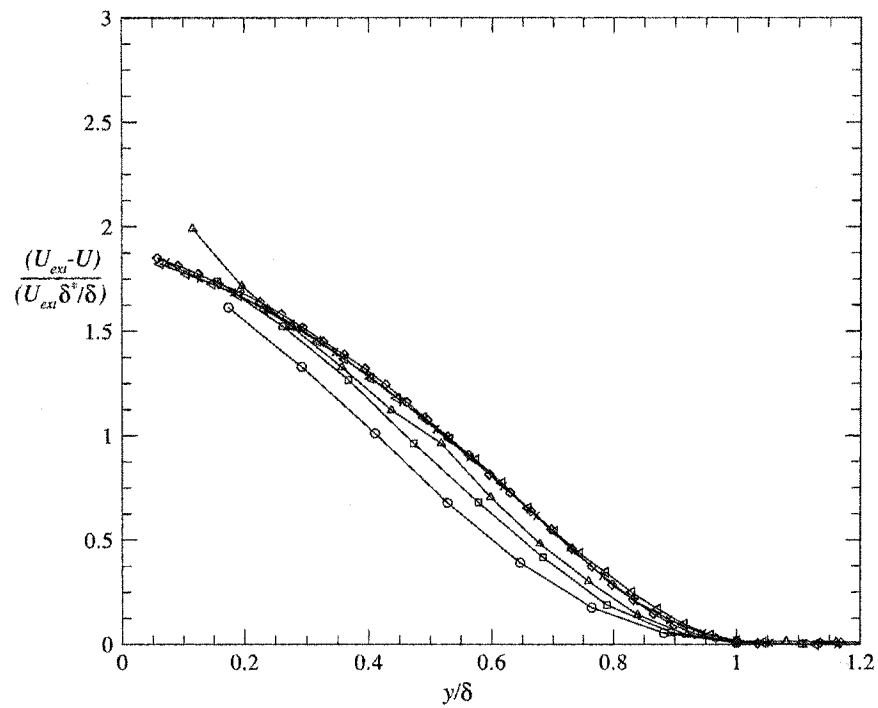


Figure 5.23: Profils de vitesse déficitaire normalisés par $U_{ext}\delta^*/\delta$. $\circ$, $x/c = 0.076$; $\square$, $x/c = 0.15$; $\triangle$, $x/c = 0.22$; $\times$, $x/c = 0.28$; $\triangleleft$, $x/c = 0.318$; $\diamond$, $x/c = 0.372$.

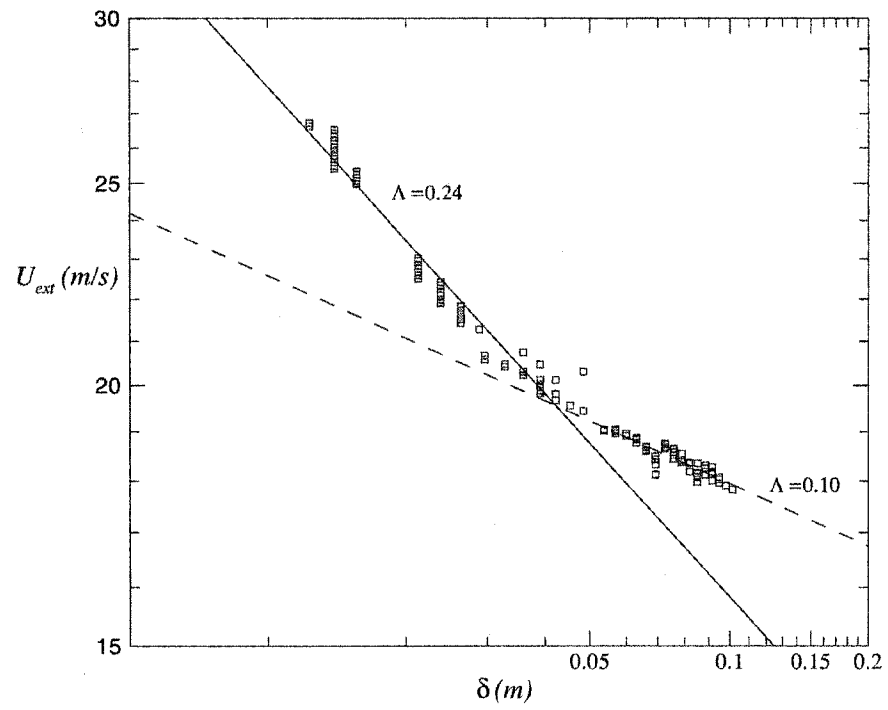


Figure 5.24: U_{ext} en fonction de δ en échelle logarithmique. $\square$, Valeurs expérimentales; — et — — , Loi en puissance $\delta \sim U_{ext}^{-1/\Lambda}$.

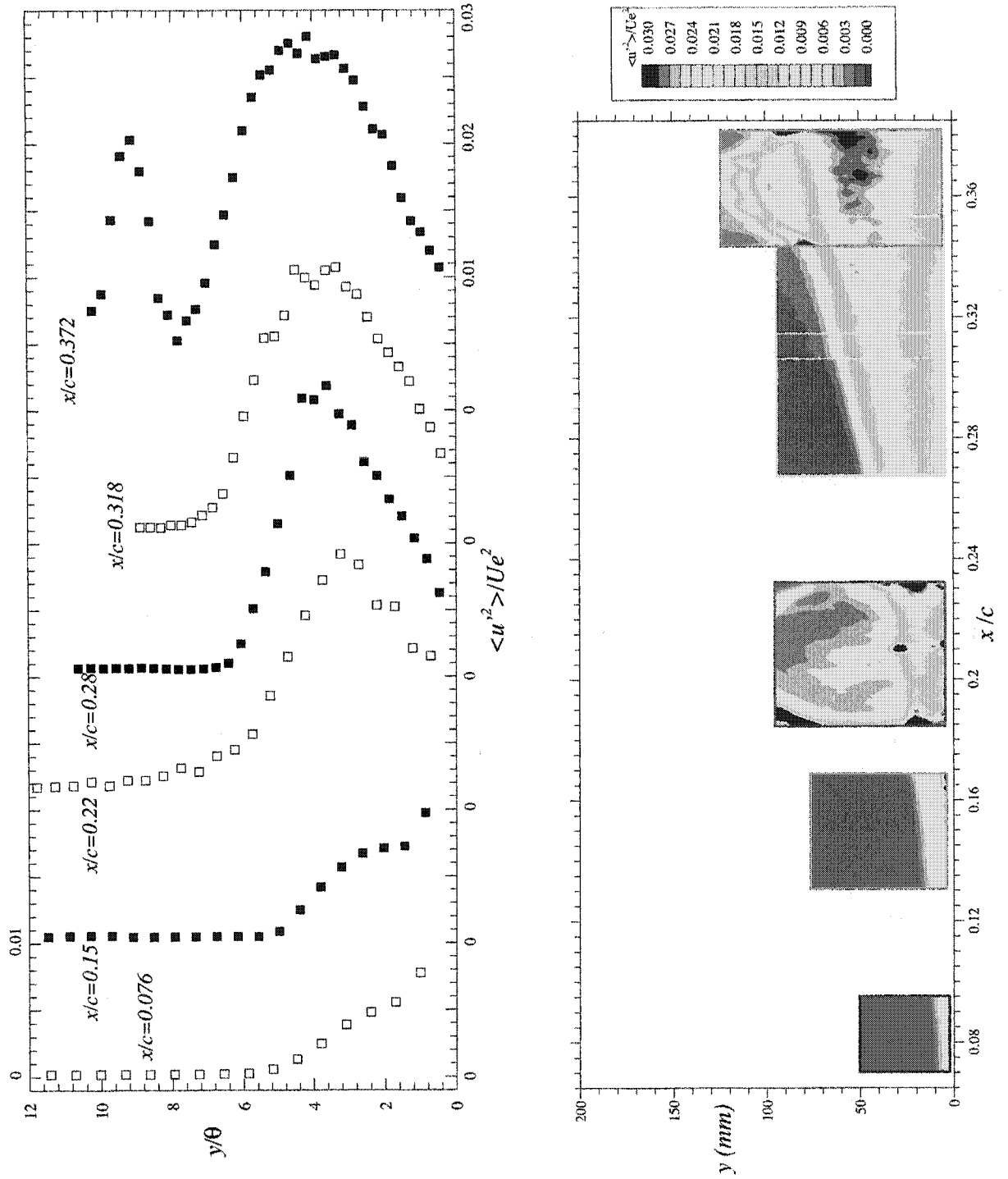


Figure 5.25: Évolution longitudinale des profils de $\frac{\langle u'^2 \rangle}{U_{ext}^2}$.

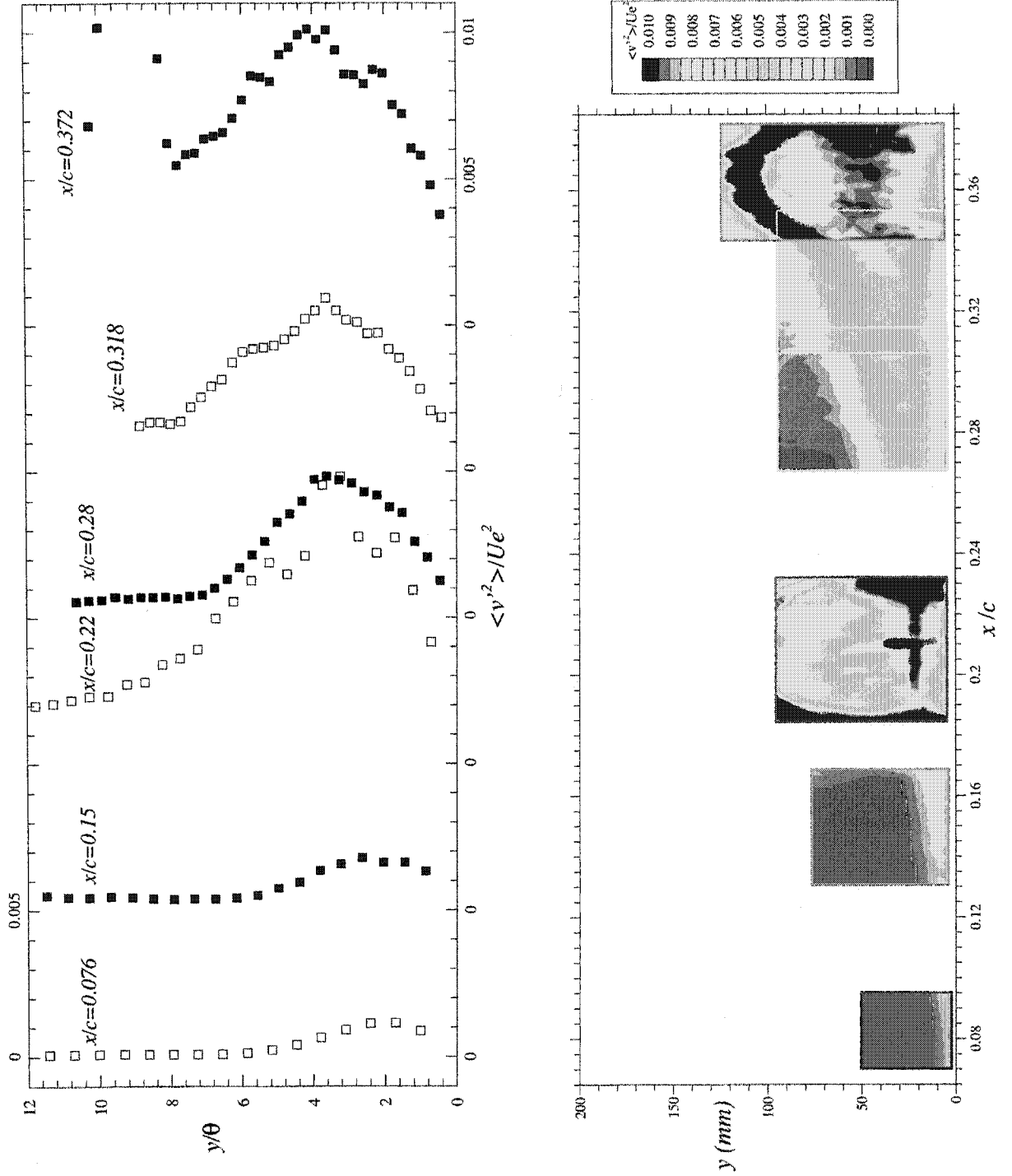


Figure 5.26: Évolution longitudinale des profils de $\frac{\langle v'^2 \rangle}{U_{ext}^2}$.

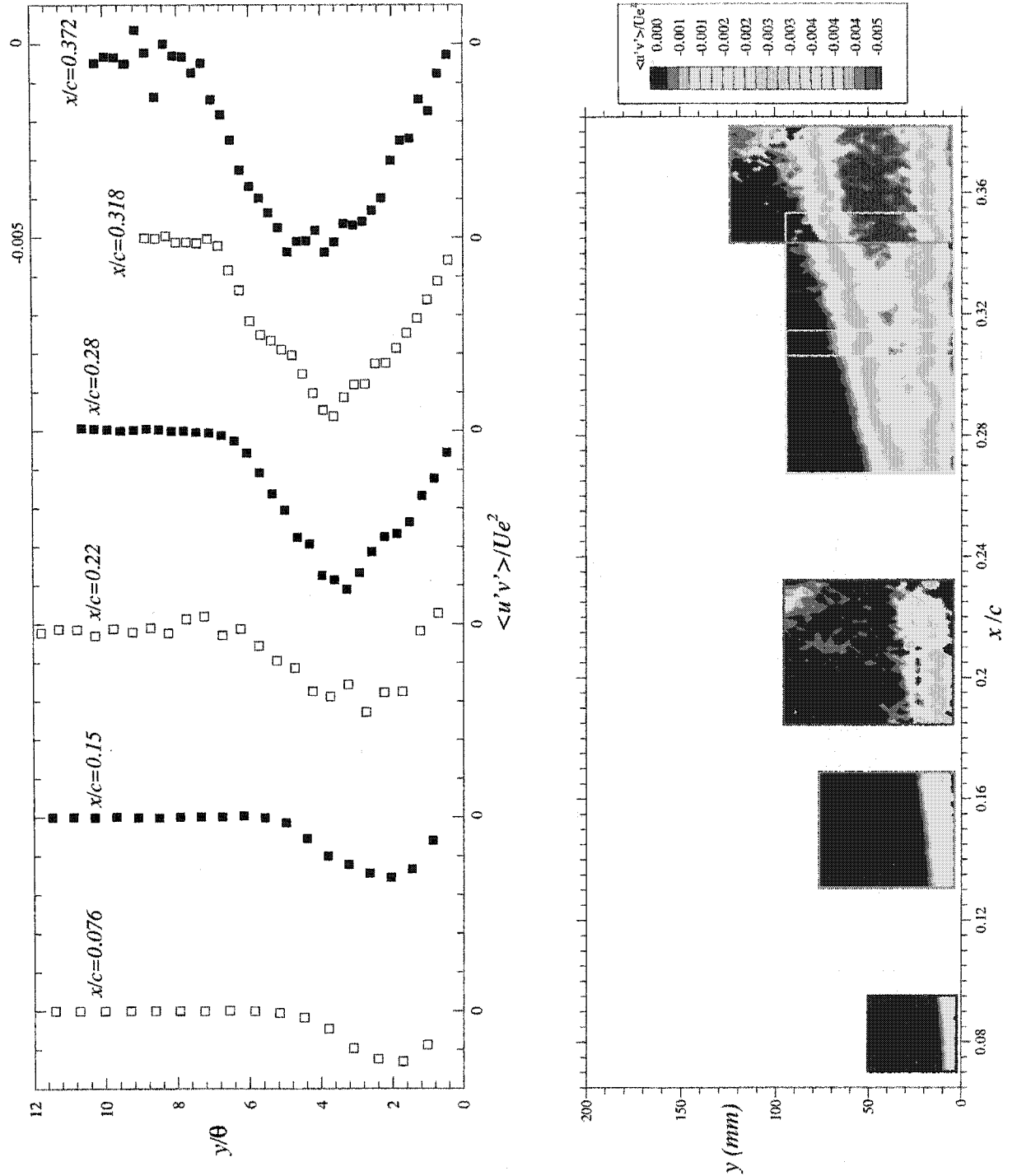


Figure 5.27: Évolution longitudinale des profils de $\frac{\langle u'v' \rangle}{U_{ext}^2}$.

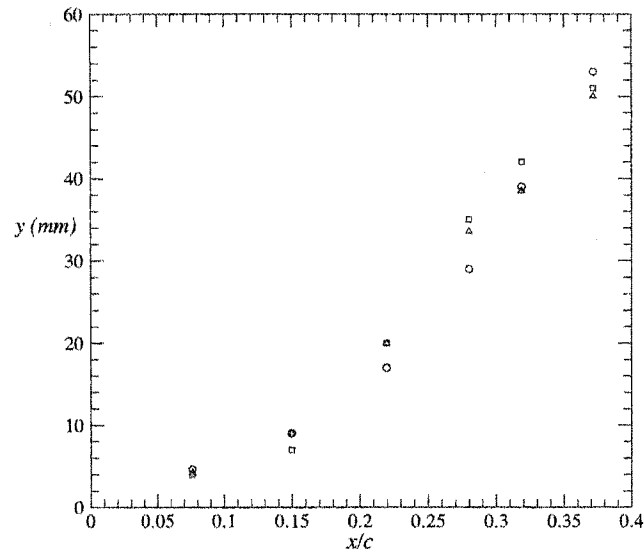


Figure 5.28: Position des maximum des contraintes de Reynolds. □ , $y_{<u'2>max}$; Δ , $y_{<v'2>max}$; ○ , $y_{<u'v'>max}$.

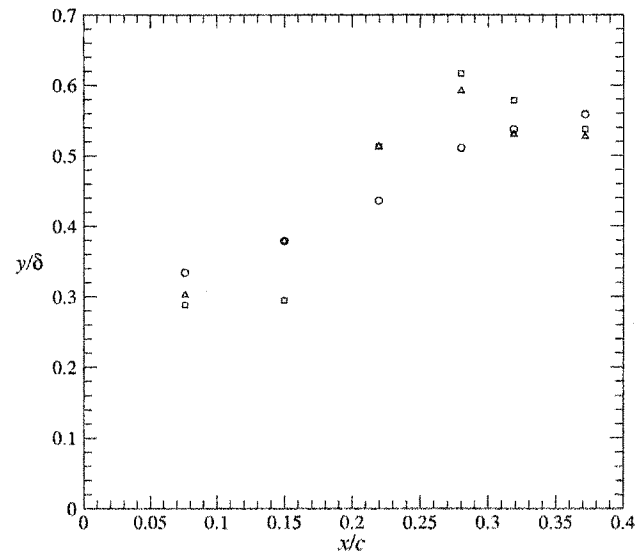


Figure 5.29: Position normalisée par δ des maximum des contraintes de Reynolds. □ , $\frac{y_{<u'2>max}}{\delta}$; Δ , $\frac{y_{<v'2>max}}{\delta}$; ○ , $\frac{y_{<u'v'>max}}{\delta}$.

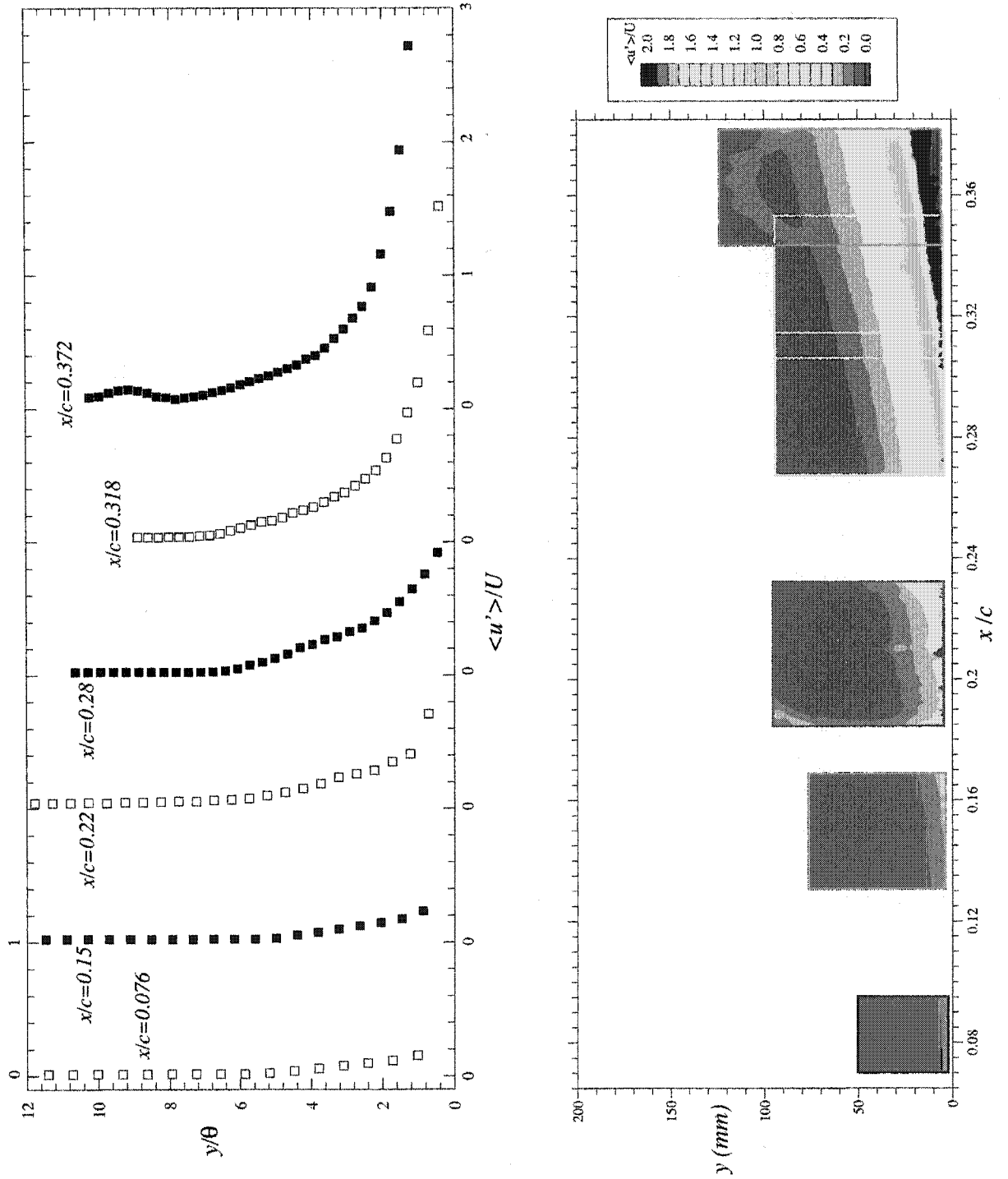


Figure 5.30: Évolution longitudinale des profils de $\frac{\sqrt{\langle u'^2 \rangle}}{U}$.

Chapitre 6

Conclusion

Ce mémoire présente les modifications effectuées sur la soufflerie basse vitesse du Laboratoire de mécanique des fluides, ainsi que la qualification de l'écoulement obtenu. Il s'agissait d'obtenir une couche limite similaire à celle qu'on retrouve sur l'extrados d'un profil d'aile conventionnel à grand angle d'incidence. Pour cela, une géométrie particulière de la section d'essai avait été conçue par Steve Julien lors de son projet de maîtrise. Celle-ci a permis d'obtenir une distribution de pression semblable à celle d'un profil dans ces conditions. Cependant, à cause du fort gradient de pression adverse, les couches limites se développant sur les parois latérales venaient interagir avec le reste de l'écoulement. La couche limite étudiée présentait donc d'importantes non-uniformités. Afin de pouvoir étudier les caractéristiques de la couche limite en processus de décollement ainsi que des mécanismes de contrôle du décollement, il était nécessaire d'obtenir une couche limite plus uniforme.

Tout d'abord, la qualité de l'écoulement a été vérifiée avec la section d'essai originale (sans gradient de pression). Il est apparu alors, qu'à la sortie du convergent, la couche limite présentait déjà des non-uniformités importantes selon l'envergure. Celles-ci étaient principalement dues à des tourbillons longitudinaux dans les coins. L'écoulement s'est avéré très sensible aux conditions d'entrée. Il a donc été nécessaire d'effectuer des modifications sur l'entrée de la soufflerie (cadres support de filtre, nid d'abeille, convergent). Un déclencheur a été installé en amont de la section d'essai. Les modifications apportées ont permis d'améliorer grandement l'uniformité en envergure de la couche limite. Un système d'aspiration a été testé pour tenter de diminuer

l'épaisseur de la couche limite. Cependant, en plus d'avoir l'effet escompté, l'aspiration diminuait l'uniformité de la couche limite. Ce système n'a donc pas été utilisé.

Ensuite, la section d'essai à géométrie modifiée a été installée. À nouveau, l'uniformité de l'écoulement a été vérifiée. Des visualisations par film d'huile ont révélé que, dans la région du décollement, l'écoulement avait un caractère clairement tridimensionnel. L'origine soupçonnée de ces non-uniformités est la réaction des couches limites se développant sur les parois latérales aux gradients de pression créés par la géométrie modifiée. Pour éviter l'interaction de ces couches limites avec le reste de l'écoulement, un système de contrôle a été mis en place. Il s'agit de plaques séparatrices latérales qui permettent d'aspirer ces couches limites en amont du pic de dépression. Ce système a permis d'obtenir un écoulement beaucoup plus uniforme en envergure. Il reste tout de même des non-uniformités, le décollement a lieu pour $0.247 < x/c < 0.336$ avec une valeur au centre de $x/c = 0.325$. Cependant, ce degré de non-uniformité a été jugé acceptable. Ces améliorations ont été vérifiées à l'aide du système de mesure PIV. Le développement longitudinal de la couche limite a également été qualifié avec des mesures PIV.

Après l'ajout des plaques séparatrices, il a été vérifié que la distribution de pression est toujours telle que désirée. On obtient donc un pic de dépression avec un $C_{pmin} = -15.7$ suivit d'un fort gradient de pression adverse. Le nombre de Reynolds atteint est $Re = 1.5 \times 10^5$. L'évolution longitudinale de la couche limite est typique de celles subissant un fort gradient de pression adverse. Le paramètre de forme augmente très rapidement sous l'effet du gradient de pression avec une valeur de 3.8 au niveau du décollement. L'évolution des quantités turbulentes présente également un comportement semblable à ceux observés dans des études antérieures de même type.

Les conditions sont donc réunies pour permettre l'étude de systèmes de contrôle du décollement de la couche limite.

Bibliographie

- [1] Julien S. (2003): *Nouvelle approche expérimentale pour l'étude de couches limites décollées*, Département de génie mécanique, Université Laval, Québec, Canada.
- [2] Simpson R.L. (1989): *Turbulent boundary-layer separation*, Ann. Rev. Fluid Mech. 1989, vol. 21, pp. 205-234.
- [3] Simpson R.L. (1991): *The Structure of the Near-Wall Region of Two-Dimensional Turbulent Separated Flow*, Philosophical Transactions: Physical Sciences and Engineering, vol. 336, Issue 1640, Turbulent Flow Structure near Walls. Part I (Jul.15, 1991), pp. 5-17.
- [4] Dengel P., Fernholz H.H. (1989): *An experimental investigation of an incompressible turbulent boundary layer in the vicinity of separation*, J. Fluid Mech. (1990), vol. 212, pp. 615-636.
- [5] Elsberry K., Loeffler J., Zhou M.D., Wygnanski I. (2000): *An experimental study of a boundary layer that is maintained on the verge of separation*, J. Fluid Mech. (2000), vol.423, pp. 227-261.
- [6] Gleyzes C. (1988): *Operation décrochage - Résultats des essais à la soufflerie F2*, Rapport technique N° OA 71/2259 AYD (DERAT N° 55/5004-22), ONERA.
- [7] Buice C.U., Eaton J.K. (1997): *Experimental investigation of flow through an asymmetric plane diffuser*, Report No. TSD-107, Department of Mechanical Engineering, Stanford University, California.
- [8] Zagarola M.V., Smits A.J. (1996): *Velocity Gradient Corrections to Superpipe Data*, Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Princeton University.

- [9] Watmuff J.H. (1998): *Detrimental Effects of Almost Immeasurably Small Freestream Nonuniformities Generated by Wind-Tunnel Screens*, AIAA Journal, vol. 36, No. 3, March 1998, pp. 379-386.
- [10] Spalart P.R. (1988): *Direct Simulation of a turbulent boundary layer up to $R_0 = 1410$* , J. Fluid Mech. (1988), vol. 187, pp. 61-98.
- [11] Schlichting H. (1979): *Boundary-Layer Theory*, Mc Graw-Hill Ed., Seventh edition.
- [12] Hucho W.-H. (1998): *Aerodynamics of Road Vehicles*, Society of Automotive Engineers, Fourth edition.
- [13] *Safex Fog Generator, User's guide*, 1998. Copyright 1998 by Dantec Dynamics.
- [14] *Hisense PIV/PLIF Camera*, 2002. Copyright 1998-2002 by Dantec Dynamics.
- [15] Ludwig H., Tillmann W. (1949): *Investigation of the wall shearing stress in turbulent boundary layer*, NACA TM 1285; ZAMM Vol 29.
- [16] Drela M. (1996): *XFOIL v6.8, User Primer*, Departement of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology.
- [17] Zagarola M.V., Smits A.J. (1998): *Mean -Flow Scaling of Turbulent Pipe Flow*, J. Fluid Mech. (1998), vol.373, pp. 33-79.
- [18] Song S. (2002): *Reynolds number effects on a turbulent boundary layer with separation, reattachment, and recovery*, Department of Mechanical Engineering, Stanford University .
- [19] Castillo L., George W.K. (2000): *Similarity Analysis for Turbulent Boundary Layer with Pressure Gradient : Outer Flow*, AIAA Journal, vol. 39, No. 1, January 2001, pp. 41-47.